



13-я  
Международная  
конференция  
«АВИАЦИЯ  
И КОСМОНАВТИКА —  
2014»

13<sup>th</sup>  
International  
Conference  
“AVIATION AND  
COSMONAUTICS —  
2014”

Тезисы

Abstracts



Москва, МАИ

Moscow, MAI

# ОАО «Авиадвигатель»



**75 лет в небе и на земле!**

ОАО «Авиадвигатель» – ведущее российское конструкторское бюро по разработке газотурбинных двигателей авиационного и промышленного назначения. Образовано **11 декабря 1939 года**.

Отличительная особенность пермской конструкторской школы – высокая доля разработок, внедренных в производство и массово выпускаемых серийными заводами. За 75 лет разработано более 70 типов двигателей, из которых 60 % (41 тип) запущены в серийное производство.

Самолеты с пермскими двигателями – на вооружении ведущих авиакомпаний России и зарубежья: «Волга-Днепр», «Трансаэро», Red Wings, Silk Way Airlines, Cubana, Air Koryo и других. Пермские двигатели установлены на самолетах президента РФ и премьер-министра РФ.

Разработаны и серийно выпускаются два семейства газотурбинных установок для ГПА и электростанций различной мощности. Более 760 газовых турбин разработки «Авиадвигателя» успешно работают на объектах ОАО «Газпром», ОАО «ЛУКОЙЛ», ОАО «Сургутнефтегаз», ОАО «Роснефть», ОАО «Башкирэнерго» и других.

ОАО «Авиадвигатель» – головной разработчик семейства двигателей пятого поколения для перспективных самолетов типа МС-21, а также для промышленных газотурбинных установок и электростанций нового поколения.

ОАО «Авиадвигатель» сегодня – это успешное, стабильно прибыльное предприятие с мощным кадровым потенциалом, владеющее прогрессивными технологиями проектирования, современной производственно-технологической и лабораторно-испытательной базой. На предприятии работают 2700 сотрудников, из которых 1900 человек – инженерно-технические специалисты и руководители. В том числе 3 д.т.н. и 29 к.т.н., 31 аспирант. 55 % персонала имеют высшее образование. Средний возраст сотрудников ОКБ – 40 лет.

**13-я Международная конференция**  
**«АВИАЦИЯ И КОСМОНАВТИКА – 2014»**

**13<sup>th</sup> International Conference**  
**“Aviation and Cosmonautics – 2014”**

**Тезисы**  
**Abstracts**

Москва, МАИ  
17 – 21 ноября 2014 г.  
Moscow, MAI  
17 – 21 November, 2014

ISBN 978-5-206-00927-9

УДК 629.7

ББК 39.5

13-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2014». 17–21 ноября 2014 года. Москва. Тезисы. – СПб.: Мастерская печати, 2014. – 712 с.

13<sup>th</sup> International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2014”. 17–21 November, 2014. Moscow. Abstracts. – St. Petersburg: Masterskaya pechati, 2014. – 712 p.

Конференция проводится при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 14-08-20242-Г).

The Conference is supported by Russian Foundation for Basic Research (grant 14-08-20242-G).

© Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет), 2014  
© Moscow Aviation Institute  
(National Research University), 2014

## Организаторы

Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет),

Политехнический университет Милана

### Программный комитет

**Герашенко А.Н.** – ректор МАИ, председатель

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

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

**Веремеенко К.К.** – начальник научно-исследовательского отдела  
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

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

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

**Маркин Н.Н.** – доцент кафедры № 106 «Динамика и управление  
летательных аппаратов» МАИ

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

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

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

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

**Рузаков М.А.** – начальник научно-исследовательского отделения  
Инженерно-экономического института МАИ

**Терентьев В.В.** – начальник научно-исследовательского отдела  
факультета «Аэрокосмический» МАИ

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

## **Организационный комитет**

- Шевцов В.А.** – сопредседатель, проректор по научной работе МАИ  
**Франко Бернелли** – сопредседатель, председатель компании “PEGASUS”, заведующий кафедрой Аэрокосмических наук и технологий Политехнического университета Милана  
**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.** – декан факультета «Аэрокосмический» МАИ  
**Попов Г.А.** – директор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики МАИ  
**Тихонов А.И.** – директор Инженерно-экономического института МАИ  
**Лунёва Н.С.** – учёный секретарь

# Organizers

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Politecnico di Milano

## Program Committee

**Geraschenko A.N.** – Chairman, MAI Rector

**Shevtsov V.A.** – Deputy Chairman, MAI 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”

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

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

**Markin N.N.** – Associated Professor of the MAI Department № 106 “Aircraft Dynamics and Control”

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

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

**Pugachev Yu.N.** – Head of the RD Department of the MAI faculty “Aeronautical Engineering”

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

**Ruzakov M.A.** – Head of the RD Department of the MAI Engineering and Economic Institute

**Terentyev V.V.** – Head of the RD Department of the MAI faculty “Astronautical and Rocket Engineering”

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

**Veremeenko K.K.** – Head of the RD Department of the MAI faculty “Control systems, Informatics and Electroenergetics”

## **Organizing Committee**

**Shevtsov V.A.** – Co-chairman, MAI Vice-rector for scientific affairs

**Franco Bernelli** – Co-chairman, PEGASUS Chairman, Head of the Department of Aerospace Science and Technology of the Politecnico di Milano

**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.** – Dean of the MAI faculty “Astronautical and Rocket Engineering”

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

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

**Luneva N.S.** – Scientific secretary



## **Участникам и гостям Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week»**

От имени Российской академии наук приветствую участников и гостей Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week»!

Данное мероприятие объединило в себе два крупных научных мероприятия авиакосмической индустрии: Международную конференцию «Авиация и космонавтика» и Межотраслевой конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». В рамках секционных заседаний пройдет обсуждение научных работ и проектов как молодого поколения, так и опытных специалистов и заслуженных деятелей науки, что непременно даст новый толчок развития научной мысли на авиационно-космических предприятиях и профильных университетах.

Российская академия наук придаёт большое значение задачам развития науки в России, повышения её интеллектуального потенциала, необходимости выработки механизмов эффективного взаимодействия науки и промышленности, максимального включения науки в процессы модернизации и инновационного развития.

Я убеждён, что вопросы, затронутые на площадках Aerospace Science Week, будут иметь большое значение для развития нашей страны.

Желаю всем участникам и гостям Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week» успешного осуществления задуманных проектов, внедрения решений, идей и разработок в интересах общего дела – российской науки!

*Президент Российской академии наук,  
академик В.Е. Фортков*

**Обращение ректора Московского авиационного  
института (национального исследовательского  
университета) к участникам и гостям Международной  
недели авиакосмических технологий «Aerospace Science  
Week»**

Дорогие друзья! Искренне рад приветствовать вас на Международной неделе авиакосмических технологий «Aerospace Science Week», которая в этом году собирает научную элиту авиационно-космической отрасли!

Международная неделя авиакосмических технологий объединила в себе учёных и специалистов, стоящих на разных этапах своего научного пути: от студентов и молодых специалистов до признанных учёных и ведущих экспертов-практиков авиакосмической отрасли. Направления работы Aerospace Science Week охватывают широчайший спектр актуальных вопросов авиационно-космической науки и промышленности, а деловая и конкурсная программа идеально дополняют широкую научную программу мероприятия. Приятно осознавать, что наш университет является такой мощной объединяющей силой для увлечённых и талантливых учёных, ведущих научную деятельность в интересах авиации и космонавтики.

Уверен, что Международная неделя авиакосмических технологий «Aerospace Science Week» станет эффективной площадкой и очередной ступенью к выполнению поставленной руководством нашей страны задачи – созданию высокотехнологичной и наукоёмкой державы.

Желаю вам плодотворной работы, успехов в реализации ваших творческих задумок и никогда не останавливаться на достигнутом!

*Ректор МАИ, д.т.н., профессор  
А.Н. Геращенко*

## Оглавление

<b>1. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ .....</b>	<b>12</b>
<b>2. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....</b>	<b>107</b>
<b>3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ И ДВИГАТЕЛИ .</b>	<b>204</b>
<b>4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ИНФОРМАТИКА И ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКА .....</b>	<b>301</b>
<b>5. ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ .....</b>	<b>360</b>
<b>6. РОБОТОТЕХНИКА, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И АВИАЦИОННОЕ ВООРУЖЕНИЕ .....</b>	<b>481</b>
<b>7. ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА.....</b>	<b>540</b>
<b>8. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА.....</b>	<b>610</b>
<b>9. МАТЕРИАЛЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ .....</b>	<b>685</b>
<b>АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....</b>	<b>696</b>

# Contents

<b>1. AIRCRAFT SYSTEMS.....</b>	<b>12</b>
<b>2. ROCKET AND SPACE SYSTEMS .....</b>	<b>107</b>
<b>3. POWER UNITS AND ENGINES.....</b>	<b>204</b>
<b>4. CONTROL SYSTEMS, INFORMATICS AND ELECTROENERGETICS .....</b>	<b>301</b>
<b>5. INFORMATION AND TELECOMMUNICATION TECHNOLOGIES.....</b>	<b>360</b>
<b>6. ROBOTICS, INTELLIGENCE SYSTEMS AND AIRCRAFT ARMAMENT .....</b>	<b>481</b>
<b>7. ECONOMIC PROBLEMS OF THE AEROSPACE COMPLEX .....</b>	<b>540</b>
<b>8. MATHEMATICAL PROBLEMS OF THE AEROSPACE COMPLEX .....</b>	<b>610</b>
<b>9. MATERIALS FOR AEROSPACE APPLICATION .....</b>	<b>685</b>
<b>INDEX .....</b>	<b>696</b>



## **ОАО «Казанский вертолетный завод» Информационная справка**

ОАО «Казанский вертолетный завод» (ОАО «КВЗ», КВЗ) – производитель вертолетов семейства Ми-8/17, входящий в российский вертолетостроительный холдинг «Вертолеты России». Вертолеты российского производства, изготовленные в Казани, суммарно налетали более 50 миллионов летных часов по всему миру. За всю историю существования КВЗ более 12 000 вертолетов Ми-4, Ми-8, Ми-14, Ми-17, «Ансат» и их модификаций поставлено в 100 стран мира. В рамках программы холдинга «Вертолеты России» по созданию вертолета Ми-38 завод отвечает за постройку опытных прототипов вертолета и организацию его серийного производства.

ОАО «Казанский вертолетный завод» осуществляет полный цикл создания вертолетной техники от разработки и серийного выпуска до послепродажного сопровождения, обучения персонала и проведения ремонта.

# 1. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

## 1. Aircraft Systems

### **$C_A$ -angular coefficient theory in horizontal take-off of fixed-wing aircrafts**

Bedê, Francisco Laélío de Oliveira  
Brazilian Air Force Reserve, Colonel Airman

In 1906 and 1907 Alberto Santos Dumont worked tirelessly in Paris making airplanes: Project 14Bis, Project 15, Projects Demoiselle. These projects were the result of the junction of Scientific Knowledge from the Late Nineteenth Century with the New Techniques of Twentieth Century First Decade. So, it was the link between those Knowledge and Technique that birthed the current term Technology. Thus, Dumont designed the future.

Before, between 1892 and 1897, Dumont was prepared himself “scientifically” attending the Collège de France, the Sorbonne University and the Bristol University. In 1898, he studied at the navigation school Merchant Ventures Technical College. It’s true, that he didn’t apply in this quadrennium of studies because he preferred to invest in their talent and admirable practical and mechanic, revealing an inventive genius in balloons and dirigibles to, finally, become a autodidact engineer in aircraft construction, when he sensed a dimensionless and “magic” number 6 for the relationship “mass/energy”, resulting from the ratio between the maximum take-off weight (mtow) and powerplant (motor/engine power). Dumont also realized, yet, if the result of that ratio was less than 6, then the airplane would take-off with more safety.

Over one century has passed and we had the privilege of giving a trigonometric treatment for numerical data annotated by Dumont about their airplanes, resulting in a Scientific Theory as already entitled.

The theory concludes with a “Reduced Cartesian Application of  $C_A$ ”, developed trigonometric from data “mass/energy” annotated by Dumont, when he dismissed the relation “wing loading”. These data were entered into two “cartesian axes” of a Trigonometric Circle, Quadrant I, Unit Radius containing 49 intervals, where: in Axis Y or Axis of Sines has the maximum value recorded as 490 (relating to “kg”); and; in Axis X or Axis of Cosines has the maximum value noted as 368,421 (regarding “hp”). This application provides the ideal ratio “weight/power” for all aircrafts flying very well in the world, meeting a “cost versus benefit”, ie, efficiency and/or effectiveness (COST) versus flight safety (BENEFIT). In this application, since the fragile 14Bis even the largest commercial airliner A-380 and the most robust cargo Antonov AN-225, the “cost” is identified by three sectors bounded by  $m =$

CA (angular coefficients), representing the declivities of tangents from four angles: 53,070, 67,550, 81,740 and 82,510 relating respectively to the angular coefficients  $C_A$  1,33;  $C_A$  2,42;  $C_A$  6,89; and;  $C_A$  7,60

(Keywords)

Coefficients: Angular  $C_A$ ; Lift  $C_L$ ; Drag  $C_D$

### **Выбор траектории полета при отказе двигателя**

Александрова М.В., Маркин Н.Н.

МАИ, г. Москва

Совершенствование двигателей позволило создать дальнемагистральные самолеты с двумя двигателями. При эксплуатации таких самолетов отказ двигателя создает потенциальные проблемы, которые должны быть тщательно изучены, прежде чем выполнять полет по новому маршруту. Отказ двигателя существенно влияет на высоту полета, что влияет на безопасность полета в гористой местности.

Для полета с отказавшим двигателем требуется большая тяга, чем та, которую обеспечивает работающий двигатель в режиме максимальной тяги. Единственное решение в этом случае - снизиться до более подходящей высоты полета. На выбранной высоте располагаемая тяга должна сравняться с потребной, тем самым позволяя воздушному судну выполнять горизонтальный полет. Условия для снижения не всегда одинаковы, поскольку иногда воздушным судам предстоит полет над горными районами. В таких случаях необходимо изучить маршрут, чтобы оценить возможность безопасного полета над рельефом местности.

В качестве внештатной ситуации рассматривается отказ двигателя и полет по программе ETOPS. ETOPS – аббревиатура слов Extended-Range Twin-Engine Operation. Выполнение программы ETOPS представляет собой любой полет самолета с двумя газотурбинными двигателями при одной неработающей силовой установке в течение времени, превышающего 1 час. Возможность реализации такого полета соответствует правилам эксплуатации двухдвигательных самолетов.

Существенным недостатком двухдвигательных самолетов являются последствия при отказе двигателя. Правила полета при отказе двигателя определяют предельные временные рамки. Эти рамки ограничивают время, за которое данный самолет может долететь до ближайшего пригодного аэродрома с одним выключенным двигателем при полной нагрузке на соответствующей высоте.

Полет самолета в случае отказа и отключения двигателя выполняется со средней скоростью 400 миль/час (640 км/час). Обязательным условием полета по критическому топливному сценарию является

немедленное снижение и продолжительный полет на высоте 10000 футов (3048 м). Если на самолете имеется достаточный запас кислорода, не произошло разгерметизации и отказа системы жизнеобеспечения, полет может выполняться на высоте эксплуатационного потолка. Исследуется влияние отказа двигателя на основные летно-технические характеристики самолета и диаграмму транспортных возможностей.

### **The choice of flight path in case of failure of the engine**

Aleksannikova M.V., Markin N.N.

MAI, Moscow

Improving the engine allowed to create aircraft with two engines. When the operation of such aircraft engine failure creates potential problems that need to be carefully examined before making the flight on the new route. Engine failure significantly affects the flight altitude, which affects the safety of flight in mountainous terrain.

For a flight with a failed engine requires more thrust than the one that provides the engine running at maximum thrust. The only solution in this case - to go down to a more appropriate altitude. At a selected height net thrust must equal the needs, thereby allowing aircraft to level flight. Conditions for the decline is not always the same, because sometimes the aircraft to be flying over mountainous areas. In such cases it is necessary to explore the route to assess the possibility of a safe flight over the terrain.

As an emergency situation is considered an engine failure and the flight program ETOPS. Words ETOPS is Extended-Range Twin-Engine Operation. Execution of the program is any ETOPS flight airplane with two turbine engines with a broken power plant for a time longer than 1 hour. The possibility of implementing such a flight conforms to the rules of operation of two-planes.

A major shortcoming of twin-engine aircraft are the consequences of an engine failure. Flight rules in case of failure of the engine is determined limit timeframe. These constraints limit the time during which the aircraft can fly to the nearest suitable airfield with one engine shut off at full load at the correct height.

The flight of the aircraft in case of failure and disconnection of the engine is performed at an average speed of 400 miles/hour (640 km/hour). Prerequisite for flight critical fuel scenario is the immediate reduction and long flight at an altitude of 10,000 feet (3,048 m). If the plane has an adequate supply of oxygen, there was no depressurization and non life-support systems, the flight may be performed at the height of the operational ceiling. We investigate the impact of a failure of the engine to the main performance characteristics of the aircraft and the transport capacity chart.



## **Исследование влияния режимов анизотропного травления на шероховатость поверхности элементов датчиков микроэлектромеханических систем**

Бажанова Ю.Н.<sup>1</sup>, Парфенов Н.М.<sup>2</sup>, Тимошенко А.С.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>МИЭТ, <sup>2</sup>МАИ, г. Москва

В настоящее время все большую популярность приобретают микроэлектромеханические датчики и системы (МЭМС), изготовленные на основе технологии микросистемной техники (МСТ). МЭМС-датчики, такие как микроакселерометры и микрогироскопы, находят широкое применение в навигации и системах управления авиационно-космической техники.

Основным конструкционным материалом для чувствительных элементов является монокристаллический кремний. Для создания чувствительных элементов МЭМС используются различные методы травления, в том числе и наиболее популярный метод анизотропного химического травления (АХТ) кремния, который позволяет формировать как неглубокие профили на плоскости монокристалла, так и сквозные отверстия, а также сложно-профильные объемные фигуры травления. Несмотря на широкое применение метода АХТ данный метод травления до сих пор недостаточно изучен [1].

Настоящая работа посвящена изучению особенностей анизотропного травления монокристаллического кремния ориентации (100) в растворах на основе КОН разной концентрации с добавлением компонентов, влияющих на шероховатость поверхности и параметры процесса травления.

Исследования показали, что прочность микромеханической структуры зависит от качества обработки поверхности кремния элементов МЭМС. Установлено, что при сложно-профильном травлении элементов подвеса – торсионов происходит неравномерное травление сторон в симметричной крестообразной структуре. Исследованы типичные дефекты анизотропного травления, такие как боковой и угловой растрав, подтрав углублений, «пирамиды», «шипы» и повышенная шероховатость поверхности [2].

В работе изучали возможность сквозного травления кремния КЭФ-4,5 (100) толщиной  $460 \pm 10$  мкм для получения чувствительного элемента микроакселерометра.

В результате проведенной работы разработан технологический процесс анизотропного травления кремния для получения чувствительного элемента микромеханического акселерометра. Определены оптимальные режимы анизотропного травления, выбран состав и концентрация компонентов травления. Исследованы формы компенсаторов углового подтрав.

## **The study on the effect of anisotropic etching on the surface roughness of MEMS sensors elements**

Bazhanova Yu.N.<sup>1</sup>, Parfenov N.M.<sup>2</sup>, Timoshenkov A.S.<sup>1</sup>  
<sup>1</sup>MIET, <sup>2</sup>MAI, Moscow

The recent years have witnessed the growing popularity of microelectromechanical sensors and systems (MEMS) made on the basis of microsystem technology (MST). MEMS sensors such as microaccelerometers and microgyroscopes are widely used in navigation and aerospace control systems.

The main structural material for such sensors is monocrystalline silicon. In fabricating MEMS sensors there are used various methods of etching, including the most popular method of chemical anisotropic etching of silicon, which enables to form both shallow profiles and through holes on the plane of a single crystal, as well as complex dimensional structures. Despite its widespread use this method of etching is still poorly understood and needs further studying [1].

The present paper examines characteristics of anisotropic etching of monocrystalline silicon of (100) orientation in KOH-based solutions of different concentrations with the addition of components that affect the surface roughness and parameters of etching process.

The study has shown that the strength of micromechanical structures depends on the quality of silicon surface processing of MEMS elements. It is found that under etching complex profiled elements of suspension-torsions-there occurs uneven etching of sides in a symmetrical cruciform structure. The paper investigates such typical defects of anisotropic etching as lateral and angular under-mask etching, under-mask etching of pits, "pyramids", "spikes" and increased roughness of the surface [2].

The paper also studies the possibility of through etching of silicon KEF-4.5 (100) of thickness  $460 \pm 10$  mm for fabricating microaccelerometer sensors.

The study resulted in designing the technological process of anisotropic etching of silicon for micromechanical accelerometer sensor; besides, there were determined optimal regimes of anisotropic etching, as well as selected the composition and concentration of etching components. There were studied forms of compensators of angular under-mask etching.

## **Некоторые аспекты эксплуатации тяжелых транспортных самолетов на ИВПИ, покрытой слоем осадков**

Бехтина Н.Б.  
МГТУГА, г. Москва

Несмотря на постоянное снижение общего числа аварий и катастроф в мировой гражданской авиации, случаи выкатывания воздушных судов

(ВС) с поверхности искусственной взлетно-посадочной полосы (ИВПП), продолжают оставаться достаточно распространенными, составляя примерно четверть всех инцидентов.

Анализ работы воздушного транспорта показывает, что наибольшее число ошибок в пилотировании происходит при выполнении посадок самолетов в сложных метеоусловиях. На посадке время для анализа и управления самолетом ограничено, что требует от летного состава высокой квалификации и большой внимательности. При этом возможны и ошибки в пилотировании, исправить которые затруднительно из-за ограниченного времени.

Задача минимизации рисков выкатываний ВС на посадке имеет высокий приоритет во всем мире. Это связано с тем, что, с одной стороны, происходит постоянное увеличение габаритов и массы транспортных ВС, и, следовательно, увеличение посадочной скорости и потребной посадочной дистанции, а с другой стороны, наблюдается бурное развитие инфраструктуры в районе аэропортов, ведущее к увеличению вероятности столкновения, в случае выкатывания, с объектами этой инфраструктуры.

Аэродромные покрытия наряду с нагрузками, обусловленными движением воздушных судов, подвергаются также и природно-климатическим воздействиям. Самыми сложными и ответственными являются зимний и осенне-весенний периоды эксплуатации аэродрома, которые сопровождаются интенсивным выпадением осадков в виде воды, снега, а также наличием слякоти и образованием гололедных отложений, что существенно ухудшающие фрикционные свойства взлетно-посадочных полос (ВПП) и тем самым создает предпосылки к различным аварийным ситуациям.

Модель движения ВС по поверхности ИВПП, использующая среднее значение коэффициента трения качения, является недостаточно адекватной и нуждается в уточнении. Таким образом, на сегодняшний день становится актуальной задача построения математической модели взаимосвязанной системы «покрытие ИВПП – пневматик шасси ВС», входными параметрами которой, являются: удельная плотность осадков и параметры пневматика (жесткость, внутреннее трение, структурный рисунок протектора).

В докладе представлены математические модели движения ВС по ИВПП, покрытой слоем осадков различной плотности.

## **Some aspects of the operation of heavy transport aircraft on a runway covered with a layer of precipitation**

Behtina N.B.  
MSTUCA, Moscow

Rolling out the aircraft beyond the runway while landing in bad weather continues to be very common. The problem of minimizing these risks is a high priority worldwide.

Model aircraft movement on the surface of the runway, using the averaged value of the coefficient of rolling friction is not adequate enough and needs to be clarified. Today become urgent creation of a mathematical model of the interconnected system “runway surface - pneumatic chassis”.

The report presents the mathematical model of the motion of the aircraft on the runway covered with a layer of sediments of different densities.

## **Методика формирования плановой проекции в процессе синтеза компоновочной схемы фронтового самолета**

Бибиков С.Ю.  
ОКБ Сухого, г. Москва

Цель работы - разработка аппарата, применение которого в процессе синтеза компоновочной схемы фронтового самолета (на примере перспективного малозаметного истребителя), позволяющего уменьшить трудоемкость этой процедуры.

При синтезе компоновочной схемы самолета проектировщику необходимо определить так называемое «компоновочное поле», таковым на первоначальном этапе формирования геометрического облика является плановая проекция самолета, определяющая несущую способность самолета, и график площадей, определяющий как сам объем самолета, так и волновую прибавку аэродинамического сопротивления.

Алгоритм методики включает следующую совокупность процедур:

- Формирование граничных условий для плановой проекции (площади, определяемой основными проектными параметрами; длины, определяемой размерностью самолета и оптимальной формой графика площадей; допустимого размаха крыла определяемого условиями базирования).
- Определение параметров крыла (удлинения и площади в зависимости от весовой размерности и задаваемых параметров маневренности).
- Определение ширины фюзеляжа (определяемого допустимой площадью консолей крыла).

- Определение положения крыла по длине самолета (определяемого исходя из оптимальной формы графика площадей).
- Определение положения двигателей (определяемого заданной центровкой, положением крыла и компоновкой бортового радиоэлектронного оборудования в головной части фюзеляжа).
- Формирование вариантов размещения грузовых отсеков и воздухозаборников.
- Определение формы горизонтального оперения (исходя из параметров плановой проекции и заданной степенью устойчивости).
- Уточнение аэродинамического фокуса несущей схемы и положения центра парусности.

Результатом выполненной работы является методика позволяющая осуществлять формирование вариантов плановых проекций самолета. При этом по сравнению с существующими процессами формирования оценки и выбора вариантов плановых проекций, включающих совокупность эвристических процедур, трудоемкость снижена не менее чем на 14%.

### **Methodology of plane view formation during synthesis of layout diagram of the front-line aircraft**

Bibikov S.Yu.

Sukhoi Design Bureau, Moscow

Goal of the Research work – to develop methodology, which should reduce work content of front-line aircraft’s layout diagram synthesis (on the example of next generation stealth aircraft).

During the synthesis of aircraft’s layout diagram the designer needs to determine the so called “layout field”, which on the first stage of general view geometry development is the plane view. It defines its lift ability and the aircraft’s cross-sections graph of areas, which shows volume of the aircraft and addition of wave drag.

Algorithm of the methodology includes the following complex of procedures:

- Formation of boundary conditions for the plane view (projection) of the aircraft (area, which is defined by the major project parameters; length, which is defined by dimensions of the aircraft and by optimal form of aircraft’s cross sections graph of areas; acceptable wing length, which is defined by deployment conditions).
- Determination of wing parameters (aspect ratio and area of the wing, which depend on weight and maneuverability of the aircraft).
- Determination of width of the fuselage (defined by acceptable area of wing).

- Determination of wing position along the fuselage (defined by the optimal form of aircraft's cross sections graph of areas).
- Determination of engines position (defined by designated centering, wing position and by layout of onboard radio electronic aircraft equipment, located in the nose part of the fuselage).
- Variants of cargo bays and air intakes positioning.
- Determination of horizontal empennage form (defined by plane view parameters and prescribed stability rate).
- Adjustment of aerodynamic and windage center position of the selected aerodynamic scheme.

The result of the Research work is the developed methodology, which allows to form different variants of plane views of the aircraft. The proposed methodology, in comparison with existing procedures of evaluating and choosing different variants of plane views, that also include complex of heuristics procedures, allows to reduce at least 14% of work content.

### **Решение задачи поиска кавитации в трубопроводах всасывающих магистралей гидросистем с помощью систем инженерного анализа**

Бобарика И.О.

ИрГТУ, г. Иркутск

Целью данной работы являлся анализ режимов работы всасывающих магистралей гидросистем, в том числе и переходных процессов при изменении режимов работы, постановка задачи в системе инженерного анализа и её решение с последующим анализом полученных результатов.

Первым этапом являлся анализ режимов работы всасывающих магистралей гидросистем. При этом рассматривались как стационарные режимы с установившимися параметрами, так и переходные процессы с неустановившимися параметрами. Таким образом, были рассмотрены 4 случая:

- режим минимальной производительности гидронасоса;
- режим максимальной производительности гидронасоса;
- переход от режима минимальной производительности к режиму максимальной производительности;
- переход от режима максимальной производительности к режиму минимальной производительности

Вторым этапом являлось формирование расчётной модели для наиболее неблагоприятного режима работы всасывающей магистрали. В качестве такового был определён переход от режима минимальной производительности к режиму максимальной производительности гидронасоса. Для выбранного случая была сформирована расчётная

модель для системы инженерного анализа. Задача решалась в двух постановках.

В стационарной постановке задачи был выполнен анализ для режима минимальной производительности гидронасоса. Это было необходимо для определения параметров потока до начала переходного процесса. Полученные данные были использованы в качестве начальных параметров для задачи в нестационарной постановке.

В нестационарной постановке задачи был выполнен анализ перехода от режима минимальной производительности к режиму максимальной производительности гидронасоса, для которого начальные параметры потока определялись по результатам предварительно выполненного анализа для режима минимальной производительности гидронасоса в статической постановке задачи.

Полученные данные подтвердили возникновение кавитации в ожидаемых местах трубопроводов всасывающей магистрали гидросистемы.

Результатом выполненной работы является решение задачи поиска кавитации в трубопроводах всасывающих магистралей гидросистем с помощью систем инженерного анализа, а также формирование и отработка методики постановки задач для исследования потока в трубопроводах всасывающих магистралей гидросистем с помощью систем инженерного анализа

### **The solution of a problem of search of cavitation in pipelines of hydraulic systems suction lines by means of engineering analysis systems**

Bobarika I.O.  
ISTU, Irkutsk

The purpose of this work was the analysis of operating modes of hydraulic systems suction lines, including transient at change of operating modes, a problem definition in engineering analysis system and its solution with the successive analysis of the derived results.

The first stage was the analysis of operating modes of hydraulic systems suction lines. At that both the stationary modes with the established parameters, and transient with the unsteady parameters were considered. Thus, 4 cases were considered:

- mode of the minimum productivity of a hydraulic pump;
- mode of the maximum productivity of a hydraulic pump;
- transient from the mode of the minimum productivity to the mode of the maximum productivity;
- transient from the mode of the maximum productivity to the mode of the minimum productivity.

The second stage was formation of design model for the most adverse operating mode of the hydraulic system suction line. As that transient from the mode of the minimum productivity to the mode of the maximum productivity of a hydraulic pump was defined. For the chosen case the design model for the engineering analysis system was created. The problem was solved in two statements.

In a stationary problem statement the analysis for the mode of the minimum productivity of a hydraulic pump was made. It was necessary for determination of parameters of a stream prior to transient. The findings were used as initial parameters for a problem in non-stationary statement.

In a non-stationary problem statement the analysis of transient from the mode of the minimum productivity to the mode of the maximum productivity of a hydraulic pump for which initial parameters of a stream were determined by results of previously made analysis for the mode of the minimum productivity of a hydraulic pump in a stationary problem statement was made.

The findings confirmed of beginning of cavitation in the expected places of pipelines of hydraulic systems suction lines.

The solution of a problem of search of cavitation in pipelines of the hydraulic systems suction lines by means of engineering analysis systems, and also formation and working off of a technique of statement of problems for research of a stream in pipelines of hydraulic systems suction lines by means of engineering analysis systems is result of the performed work.

**Инновационные конструктивно-технологические решения  
в создании поисково-гидроакустических систем  
двухсредного аппарата.**

Ганьшин Н.С., Махров В.П.

МАИ, г. Москва

Морские мины уже на протяжении многих десятилетий продолжают оставаться грозным подводным оружием, представляющим реальную опасность для кораблей. Мины являются одним из наиболее эффективных видов морского оружия по критерию «эффективность-стоимость». Основным средством обнаружения мин являются активные гидролокационные системы.

Данная работа посвящена проблемам создания конкурентоспособной гидроакустической системы миноискания (ГАСМ) двухсредного аппарата (ДСА). Аппарат запускается с подводных, надводных и авиационных носителей; проходит по заданной траектории и производит поиск миноподобных объектов в назначенной области поиска.

Гидроакустическая система аппарата состоит из 3 частей:



- Носовая плоская низкочастотная антенная решетка служит для предварительного сканирования акватории и корректирования программы движения.

- Низкочастотная антенна нижнего обзора служит для обнаружения миноподобных объектов под слоем ила/мягкого грунта/водорослей.

- Высокочастотная антенна нижнего обзора обладает меньшим радиусом действия, но лучшей разрешающей способностью и позволяет детально рассмотреть объект и классифицировать его.

В настоящее время поиск мин производится устаревшими системами, требующими больших затрат времени и ресурсов, данный аппарат позволит существенно ускорить процесс обнаружения и обезвреживания миноподобных объектов, в том числе на опасной для судоходства территории.

### **Innovative design and technology solutions in the creation of sonar systems the two environment device**

Ganshin N.S.

MAI, Moscow

Sea mines have for decades continued to be a formidable underwater weapons pose a real danger to ships. Mines are one of the most effective naval weapon in terms of "cost-effectiveness". The primary means of detection of mines are active sonar system.

This work deals with the problems of creating a competitive two environment device with mine-detector sonar system. The unit starts with a submarine or air carriers and moving along a predetermined path, is reviewing a large surface of the seabed.

Hydroacoustic system unit consists of 3 parts:

- Flat low-frequency antenna of forward view is used to pre-scanning the waters and correcting motion program.

- Low-frequency antenna of bottom view is used to detect objects under a layer of silt / soft soil / algae.

- High-frequency antenna of bottom view has a smaller radius of action, but better resolution and allows you to see details and to classify objects.

Currently, the identification of mines made obsolete systems that require large expenditures of time and resources, this unit will significantly accelerate the process of detection and neutralization mine-like objects, including dangerous to shipping area.

## **Численное моделирование аэродинамической интерференции несущих поверхностей вертолета**

Николаев Е.И.<sup>2</sup>, Гаскаров М.З.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>КНИТУ-КАИ, <sup>2</sup>КВЗ, г. Казань

В настоящее время существуют два основных подхода к решению задач моделирования нестационарной аэродинамики вертолета: методы, основанные на применении вихревых теорий, и методы, основанные на прямом интегрировании уравнений Навье-Стокса.

В настоящей работе рассматривается моделирование взаимного влияния несущих поверхностей на основе 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 вертолета потоком вязкой несжимаемой жидкости решается численно методом дискретных вихревых рамок.

Выбранный подход позволяет комплексно смоделировать весь вертолет в одном пакете программ. Несущий и рулевой 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 вертолета считаются известными. Задание этих параметров возможно по результатам летных данных.

Программа 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 расчета определяются постоянные и переменные нагрузки, приходящие на агрегаты вертолета с учетом взаимного влияния всех несущих поверхностей.

Численное моделирование вихревой пелены реализовано на языке программирования C++ в виде пакета программ, которая позволяет провести визуализацию физической картины обтекания вертолета, формы вихревого следа, полей скоростей и картин линий тока. Задача имеет большую размерность и требует больших вычислительных ресурсов, поэтому в программе реализована поддержка многопоточных вычислений с распараллеливанием процесса решения для уменьшения времени расчета.

В докладе приведены результаты расчета переменных во времени нагрузок на примере вертолета АНСАТ ОАО «КВЗ».

## **Numerical simulation of aerodynamic interference between the bearing surfaces of the helicopter**

Nikolaev E.I.<sup>2</sup>, Gaskarov M.Z.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>KNRTU, <sup>2</sup>Kazan Helicopters, Kazan

At the moment there are two main approaches to solve the problems of modeling unsteady aerodynamics of the helicopter: methods based on the vortex theories and methods based on the direct integration of the Navier-Stokes equations.

In this paper we consider the modeling of the mutual influence of bearing surfaces 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 inviscid 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. Problem has a greater dimension and requires large computational resources, so the program includes support for multi-threading with parallelization process solutions to reduce the calculation time.

The report presents the results of the calculation of time-varying loads by example of helicopter ANSAT made by JSC "Kazan Helicopter Plant".

## **Влияние загрузки рычага управления на характеристики системы самолет-летчик**

Гринёв К.Н.

ЦАГИ, г. Жуковский

Выбор оптимальных характеристик загрузки рычагов управления является комплексной задачей. Так, оптимальные характеристики

загрузки зависят от чувствительности управления, выбор которой в свою очередь зависит от динамики самолета. В настоящее время характеристики загрузки рычагов управления выбираются на основе субъективных оценок летчиков. Объективных показателей оптимальности загрузки не существует.

Для выявления объективных показателей оптимальности загрузки рычагов управления необходимо исследовать закономерности влияния характеристик загрузки (градиент загрузки, предварительный затыг, трение, демпфирование) на параметры нервно-мышечной системы человека. Несмотря на то, что вопросу идентификации параметров модели летчика посвящено довольно большое количество работ, влияние характеристик загрузки на частотные характеристики модели летчика либо не рассматривалось вообще, либо осталось неясным.

В связи с этим, целью настоящей работы является выявление закономерностей влияния характеристик загрузки на описывающие функции модели летчика с учетом влияния характеристик упругости конструкции самолета. Основой для проведения такого анализа являются экспериментальные данные, полученные ЦАГИ.

В работе рассматривается влияние характеристик загрузки на работу всех систем, составляющих модель летчика, а именно: нейромышечной системы, системы рука-рычаг, центральной нервной системы и модели летчика в целом. Математическое описание работы различных систем модели летчика и знание закономерностей изменения параметров передаточных функций этих систем позволит использовать разработанный аппарат при оценке влияния любых характеристик загрузки.

Наряду с исследованием влияния линейных характеристик загрузки в работе рассматривается также влияние таких нелинейных элементов как предварительный затыг и трение. Разработанная методика идентификации позволяет получать частотные характеристики для любых, в том числе и нелинейных систем.

Показано, что при изменении характеристик загрузки существует "зона адаптации" системы рука-рычаг. В пределах этой зоны частота среза системы не изменяется при изменении градиента загрузки. Показано, что градиенты загрузки в пределах зоны адаптации соответствуют оптимальны по отзывам летчиков.

Основная часть результатов получена для случая управления штурвалом. Однако в работе приводятся результаты, их сравнение и анализ для центральной и боковой ручек управления.

## **Effect of Inceptor Feel System Characteristics on Pilot-Aircraft System Parameters**

Grinev K.N.

TsAGI, Zhukovsky

Selection of inceptor feel system characteristics is a complex task. Their optimum values depend on aircraft control sensitivity, which, in their turn, depend on aircraft dynamics. Thus, usually the optimum feel system characteristics are selected according to subjective pilot ratings. No objective criteria of inceptor feel system characteristics selection were developed so far.

To determine objective criteria of inceptor feel system characteristics optimality, we need to know the effect of feel system characteristics (force gradient, breakout force, damping, friction) on pilot's system parameters. Despite of the fact there are a great number of publications discussing identification of neuromuscular system parameters, the effect of feel system characteristics on the system parameters remains unclear.

Thus, the main goal of this work is to determine the regularities of the effect of inceptor feel system characteristics on pilot model describing functions. This analysis is based on experimental data received at TsAGI.

The paper describes effects of feel system characteristics on all pilot model components: neuromuscular system, limb-manipulator system, central nervous system and pilot model as a whole. The determined describing functions of the model components and their parameters variation as a function of feel system characteristics would allow us to estimate the characteristics' optimum values.

It is shown, in particular, that limb-manipulator system has a zone of adaptation, within which the system cutoff frequency remains constant regardless of force gradient variation. According to pilots' comments, the values of forces gradient within the adaptation zone correspond to their optimum values.

## **Improvement of marketing policy of producers of the aircraft equipment in the conditions of the changed market realities**

Grishina E.A., Zueva T.I.

MAI, Moscow

By the beginning of the 1990th years the Soviet civil planes didn't concede to foreign analogs on the majority of flight technical characteristics except the fact that engines of a domestic production were significantly less economic. Transition of national economy to a market way of development, a deep economic crisis of the subsequent period, change of proportions and priorities in activity of the enterprises, laid the foundation of purchases of civil planes of foreign production, activity of the Russian design offices stopped.

Introduction of further restrictions (for example, on noise, for Yak-42) in civil aviation, compelled to buy for many years domestic carriers foreign aircrafts. In this regard, during the long period, civil aviation of Russia was and remains, is dependent on the West.

Due to the aggravation of a foreign policy situation and the economic risks which arose on this soil, the problem of dependence of the Russian airlines on deliveries foreign aeromechanics becomes aggravated as there is possible a manipulation activity of the Russian airlines by introduction by different western countries of restrictions. It can lead to problems of ensuring air transportation in Russia in the necessary volume and with necessary safety.

In modern conditions the actual direction of research is development of the system of measures for the organization of production of spare parts necessary for airlines and accessories of civil aircrafts for the specific customer and service of the aircraft equipment by the Russian experts. The solution of this task will allow to prolong life to the existing fleet and to prepare a basis for production of spare parts and accessories for domestic planes.

In work problems in production of civil planes and their accessories at the domestic enterprises, and also the problems connected with service of foreign aircrafts by the Russian operators are investigated. Features of the developed marketing policy are stated and measures for its improvement in the changed conditions are offered. The emphasis is placed on development of a complex of the actions allowing to re-organize system of preparation of engineering and flight shots, and also actions that are stirring up activity of the domestic air enterprises for creation of civil planes and their accessories. The offered arrangements have to promote the solution of a problem of providing and service of civil planes of the western production in Russia with use of own resources and in perhaps short terms.

### **Проектирование и оценка прочности зон конструктивного перехода в конструкциях планера самолёта из полимерных слоистых композитов**

Грищенко С.В., Попов Ю.И.  
МАИ, г. Москва

Объектом исследования данной работы является так называемая зона конструктивного перехода в конструкции самолёта из полимерных слоистых композиционных материалов. Это участки конструкции, в которой происходит изменение толщины композиционного пакета, либо изменение структуры укладки без изменения толщины. Второе встречается в конструкциях самолётов гораздо реже. Такие зоны входят в более общее понятие нерегулярных зон, и присутствуют повсеместно в тонкостенных конструкциях из композитов: зоны усиления стыков,

участки вокруг кромок вырезов, концевых и присоединительных кромок, площадки установки стрингеров, нервюр или шпангоутов, различного рода зоны усиления. Среди существующих методик проектирования для зон конструктивного перехода предусмотрены только конструкторские требования и рекомендации, задача аналитического подбора параметров и оценки прочности не встречается.

Рассматривается задача проектирования и оценки прочности таких участков конструкции. В качестве исходной обстановки выбрана типовая для этого случая схема с изменением толщины пакета, обозначены варьируемые параметры. В задаче проектирования изучаются принципы подбора варьируемых параметров для обеспечения несущей способности, выделяются наиболее рациональные решения. В задаче оценки прочности учитываются характерные особенности работы зон конструктивного перехода под нагрузкой.

Среди характерных особенностей можно выделить, прежде всего, высокую вероятность расслоения пакета в рассматриваемых участках конструкций. Такое явление происходит из-за значительной концевой межслоевой концентрации касательных и нормальных напряжений. В работе рассмотрены условия их возникновения и предложена модель для их определения. Аналитические зависимости в модели слишком сложны для стандартных инженерных расчётных процедур, поэтому часть работы посвящена расчёту нескольких типовых случаев для формирования более простой инженерной методики оценки несущей способности.

Кроме того, рассматривается и анализируется работа зон конструктивного перехода с точки зрения статистической динамики. Исследуется такой показатель, как коэффициент вариации упругих и прочностных характеристик пакета, и его изменение от показателя сложности конструкции пакета и зонах перехода.

## **Design and evaluation of strength structural transition zones in airframe structure of the aircraft polymer laminated composite**

Grishchenko S.V., Popov Yu.I.

MAI, Moscow

The object of study of this work is the zone of structural transition in the aircraft structure of polymeric laminated composite materials. This is a structure in which a change in the thickness of the composite package or modified without changing the structure of the packing thickness. The second is found in the construction of aircraft is much less common. Such zones are included in the more general concept of irregular zones, and are ubiquitous in thin-walled structures made of composites: the gaps of joints, the areas around the edges of the cuts, the end edges, the installation site of the stringers, ribs

or frames, various areas of the gains. Among the existing design methodologies for structural transition zones are only design requirements and recommendations, the task of selecting the parameters and analytical evaluation of strength is not found.

We consider the problem of designing and assessing the strength of the design of such sites. As the initial conditions chosen for this case a typical scheme with changing the thickness of the package, marked with variable parameters. In the task we study design principles of selection of varied parameters to ensure the bearing capacity is allocated to the most rational decisions. In the task assessing the strength taken into account the characteristic features of of the structural transition zones under load.

Among characteristic features can be identified, especially high probability of package bundle designs in these portions. Such phenomenon occurs due to significant concentration of terminal interlaminar shear and normal stresses. In this paper, we consider the conditions of their occurrence and the model for their determination. Analytical dependences in the model is too complex for standard engineering computational procedures, so part of the work is devoted to the calculation of a few typical cases for a more simple engineering methodology for assessing the carrying capacity.

Moreover, we consider and analyze work zones constructive transition from the point of view of statistical dynamics. We study an indicator such as the coefficient of variation of elastic and strength characteristics of the package, and the change of the index package design complexity and transition zones.

**Questfor the optimal geometry of subsonic passenger aircraft  
wingtip device**  
Gueraiche D.  
MAI, Moscow

Designing a fuelefficient and environment-friendly passenger aircraft is one of the most urgent problems in aviation industry today. A straightforward way for reducing fuel consumption is the constant refining of the airframe aerodynamics. For this purpose, the drag of the wing (50% of the total drag) can be significantly reduced by decreasing its lift-induced component (induced drag).

Traditionally, reducing the induced drag was due to the increase in wing aspect ratio. However, a “narrow” long wing has low stiffness and causes severe aeroelasticity issues. This has implied a strict restriction on the wing aspect ratio. In 1976, Richard Whitcomb introduced an alternative way to deal with the induced drag of the wing: The wingtip device – small, almost vertical surface with a streamlined profile, installed at the tip of the wing (winglets). Such concept allowed an 8% total increase in aerodynamic



efficiency of the wing. Since then, there have been developed many concepts of wingtip devices of various shapes and sizes.

The aim of this research is to compare the existing wingtip devices forevaluating their aerodynamic efficiency. As well as the development of analytical formulas that would allow the optimization of the shape and geometric dimensions of wingtip devices in early stages of passenger aircraft wing design.

The computational experiment was carried out using CFD software packages FlowVision and Ansys Fluent, in order to obtain the flow pattern in the wingtip proximity, and to calculate the overall gain in induced drag of the wing due to the use of the wingtip device.

**Анализ международного опыта аттестации специальных технологических процессов и разработка методики их аттестации с учетом требований РФ**

Долгов Я.С., Подколзин В.Г.

МАИ, Научно-методический центр «НОРМА», г. Москва

Ведущие предприятия мира аэрокосмической отрасли, такие как Boeing, Airbus, General Electrics, Rolls-Royce и др. требуют от своих поставщиков аккредитации специальных технологических процессов.

Институт по анализу и оценке технических характеристик, является некоммерческим дочерним предприятием SAE international, чьей миссией является:

- предоставление услуг по универсальной, объективной и независимой оценке процесса производства и изделий;
- сертификации в постоянно развивающейся промышленной отрасли с целью повышения стоимости (продукта) при одновременном снижении совокупных издержек и оптимизации совместной работы Заказчиков и поставщиков.

Международная программа является ведущей и используемой во всем мире, которая объединила крупнейшие компании с целью применения экономически выгодного компромиссного подхода при аттестации спецпроцессов и изделий и постоянного совершенствования внутри авиакосмической и автомобильной отраслей промышленности. В эту программу попадают специальные процессы и изделия, получаемые в результате сочетания отдельных материалов, деталей и/или процессов, с целью формирования «целого», например, композиты, уплотнители из эластомера, электроника и пр.

При проведении аудитов, эксперты используют вопросники, составленные на основе требований стандартов серии ISO 9001/9100 и отраслевой нормативной документации.

Целью данной работы является изучение, анализ международного опыта и разработка методологии оценки СПТП конкретных предприятий, с учетом требований и специфики отечественного производства.

### **World experience analysis of special technological processes certification and development of methods for their certification with regard to the requirements of the Russian Federation**

Dolgov Y.S., Podkolzin V.G.

MAI, Science Methodical Centre "NORMA", Moscow

Leading companies of the world in aerospace industry, such as Boeing, Airbus, General Electric, Rolls-Royce and others require from their suppliers accreditation of special technological processes.

Analysis and evaluation of technical characteristics institute is a non-profit subsidiary of SAE international, whose mission is:

- providing a universal, objective and independent evaluation of the production process and products;
- certification as a continuously developing industry with the goal to increase the value (product) while reducing total costs and optimizing collaboration of Customers and suppliers.

The international program is leading and used throughout the world, which brought together the largest companies in order to apply cost-effective compromise approach to certification of special technological processes and products and to continual improvement within aerospace and automotive industries. This program covers special processes and products resulting from the combination of particular materials, components and/or processes, to form a "whole", for example, composites, elastomer sealants, electronics, etc.

When conducting audits, experts use questionnaires based on the requirements of ISO standards 9001/9100 and industry regulatory documentation.

The aim of this work is study, analysis of international experience and development of methodology for the special technological processes evaluation of specific enterprises, taking into account requirements and specific characteristics of the domestic production.

### **Установка формирования пресспакетов тормозных дисков авиационных колес. Итоги.**

Донюков И.А., Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю.

МАИ, г. Москва

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

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

В процессе создания установки был проведен ряд предварительных расчетов, которые потом проверялись экспериментально.

Основными отличиями установки, разработанной в институте, являются:

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

В процессе создания установки было разработано значительное количество нововведений, на которые в настоящее время оформлены заявки.

Разработанные и примененные принципы и методы создания углерод-углеродных композитных смесей позволяют дальнейшее проведение работ по созданию конструкций более сложных форм и габаритных размеров.

В работе участвовали сотрудники различных кафедр института, а также студенты старших курсов и именно благодаря участию в решении конкретных инженерных задач с применением современных методов проектирования из них уже до окончания института сформировались грамотные современные кадры для Российской авиационной промышленности.

## **Installation of formation of press packets of brake disks aviation wheels. Totals.**

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

This work was performed within the resolution of the government of Russia of April 9, 2010 N 218 "About measures of the state support of development of cooperation of the Russian higher educational institutions and the organizations realizing complex projects on creation of hi-tech production". During the carried-out operations researches on a choice of methods and methods of preparation of components (carbon fiber and carbon pitch) for their subsequent mixing were conducted preliminary. Besides essentially new method of submission of a compound in compression molds was developed.

In the course of creation of installation a row of predesigns which were checked then experimentally was carried out.

The main differences of the installation developed at institute are:

- essentially new construction carbon fibers are sharp: in case of the simplicity it allows to resolve issues on regulation of length of the cut-off fibers, can be recustomized with different types of fibers and the cutting elements in case of their wear are replaced on a place without special difficulties;
- the system of submission of carbon fiber and pitch in compression molds is changed: components move not separately, and in the form of beforehand the created compound;
- because in management system there are no electromotors, and control is exercised use of pneumatic devices, safety of application of installation since carbon is very good electroconductor increases;
- construction of installation allows to carry out fast realignment on other standard size of a compression mold;
- because the system of submission of components is completely changed, installation has considerably smaller overall dimensions in comparison with that are applied at present in the industry.

In the course of creation of installation the significant amount of innovations on which requests are issued now was developed.

The developed and applied principles and methods of creation carbon - carbonic composite compounds allow further work on creation of constructions of more difficult forms and overall dimensions.

Staff of different chairs of institute, and also students of older years participated in operation and exactly thanks to involvement in the solution of specific engineering objectives using the modern methods of design from them already before the termination of institute competent modern frames for the Russian aviation were created

## **Комплекс полунатурного моделирования динамики маневренного самолета**

Халецкий Л.В.<sup>1</sup>, Воронин А.Ю.<sup>1</sup>, Ерофеев Е.В.<sup>1</sup>, Стеблинкин А.И.<sup>1</sup>,  
Константинов С.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ЦАГИ, г. Жуковский; <sup>2</sup>ОКБ Сухого, г. Москва

Характерной чертой развития современных маневренных самолётов является использование неустойчивых аэродинамических компоновок с управляемым вектором тяги для реализации высокоманевренных характеристик на всех режимах полёта, включая и околонулевые скорости полёта (режим сверхманевренности). В этих экстремальных условиях система управления полётом (СУП) должна обеспечивать чрезвычайно высокий уровень надёжности управления самолётом, а также требуемые динамические характеристики летательного аппарата (ЛА), чтобы сохранить управление и возможность выполнения им целевой задачи даже при наличии отказов и нарушений в работе различных элементов СУП.

Одними из основных элементов СУП, определяющих надёжность и безопасность управления самолётом, являются электрогидравлические следящие рулевые приводы (ЭГРП), для которых предъявляются особо высокие требования по безотказности и динамическим характеристикам в части функции управления и обработке малых входных сигналов, соответствующих перемещениям выходного звена до 0,1% от максимального хода.

Для достижения требуемых показателей надёжности СУП на всех этапах создания агрегатов и систем управления (СУ) устройств ЛА применяются испытательные стенды. Такое большое значение, уделяемое испытательному оборудованию, объясняется тем, что именно от него во многом зависит надёжное функционирование систем. На стендах проводятся автономные и комплексные проверки функционирования систем и агрегатов. Такие стенды, как правило, создаются в КБ и специализированных НИИ.

В настоящее время в ЦАГИ создан и функционирует стенд для автономных исследований статических и динамических характеристик рулевых приводов и комплексных испытаний систем управления с воспроизведением шарнирных моментов (сил) на приводах в зависимости от режимов полёта самолёта. Применение цифровой техники и специализированного программного обеспечения позволяет расширить возможности исследований, повысить точность измерений, а также моделировать динамику системы «ЛА-СУ» в реальном времени.

В 2014 году в ЦАГИ было проведено полунатурное моделирование динамики современного маневренного самолёта с использованием натуральных ЭГРП стабилизатора, вертикального оперения и элерона. В

ходе полунатурного моделирования на стенде систем управления было рассмотрено 4 типовых режима полета такого самолета. Исследовалось изолированное продольное короткопериодическое и боковое движение объекта с заданными коэффициентами линейных уравнений. Получены переходные процессы по основным контролируемым параметрам движения, а также амплитудно-фазовые частотные характеристики разомкнутого контура управления в продольном и боковом канале. Все характеристики получены как при действии нагрузки на выходные звенья рулевых приводов, так и при ее отсутствии.

### **The complex of hardware-in-the-loop simulation of maneuvering aircraft flight dynamics**

Khaletsky L.V.<sup>1</sup>, Voronin A.Yu.<sup>1</sup>, Erofeev E.V.<sup>1</sup>, Steblinkin A.I.<sup>1</sup>,  
Konstantinov S.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>TsAGI, Zhukovsky; <sup>2</sup>Sukhoi Company, Moscow

One of the distinctive features of the development of modern maneuvering aircraft is the use of unsteady aerodynamic configurations with thrust-vectoring module for the realization of highly maneuverable characteristics on all flight regimes, including near-zero airspeed. In these extreme conditions the flight management system (FMS) must provide extremely high reliability of aircraft control and the required dynamic characteristics in order to keep control and the possibility of target performance even in the presence of failures and malfunctions of various elements of the FMS.

Electrohydraulic servovalve actuators (EHSV) are one of the main elements of the FMS determining the reliability and safety flight. For these actuators there are high-level requirements on reliability and dynamic performance in terms of control functions and tracking small input signals which correspond with actuator's output level up to 0,1% of the maximum stroke.

To achieve the required reliability level of the FMS at all stages of unit and device creation, test-benches are applied. So much importance given to the test equipment, extenuates the fact that it in many ways defines reliability of the system operations. The test-benches provide independent and complex accessory check. Such benches are usually created in development laboratories and design-engineering departments.

Currently, TsAGI has created and operates the test-bench for autonomous research of static and dynamic characteristics of flight control actuators and integrated testing of control systems with simulation of hinge moments (forces) on the actuators depending on the flight modes of the aircraft. The use of digital technology and specialized software enables to extend research area, improve the accuracy of measurements and simulate the dynamics of the aircraft and the FMS in real-time.

In 2014 TsAGI carried out hardware-in-the-loop simulation of maneuvering aircraft flight dynamics using real EHSV of horizontal stabilizer, vertical tail and aileron. Four typical flight modes of such aircraft were analysed during that simulation. There were investigated isolated longitudinal short-period and the lateral movement of the object with the given coefficients of linear relations. Besides, step responses on the main controlled parameters of motion and nyquist plot of control opened loop were obtained in the longitudinal and the lateral channel. All the results were obtained both with the external load on the output of testing actuators and during its absence.

**Пути повышения безопасности и точности выполнения задач  
высокоточного управления аэрокосмической техники**

Ефремов А.В., Тяглик М.С., Тяглик А.С., Тищенко А.Н.,  
Александров В.В., Кошеленко А.В.  
МАИ, г. Москва

В работе рассматриваются проблемы выполнения задач высокоточного управления различными летательными аппаратами. Особое внимание уделяется проблеме управления космическими ЛА при выполнении задач стыковки, посадки на лунную поверхность.

На базе разработанного в МАИ системного подхода к исследованию задач ручного пилотирования предложено обеспечить точность выполнения задачи стыковки путем интеграции средств автоматизации и прогнозной информации, синтезируемой с элементами трехмерной реальности на экране дисплея.

На базе методов исследования системы самолет-летчик показано, что такой путь позволяет существенно снизить загрузку космонавта в процессе выполнения задачи стыковки и свести задачу к одноконтурной, в которой необходимо отслеживание прогнозной метки положения космического летательного аппарата (КЛА), проецируемого на плоскость, движущуюся в коридоре допустимых отклонений, перемещающаяся со скоростью сближения КЛА и МКС.

С целью проверки теоретических результатов были проведены экспериментальные исследования на пилотажном стенде МАИ, снабженного стереоскопической системой визуализации. Их выполнению предшествовал этап разработки сценария внешней обстановки, адекватный исследуемой задаче.

Система визуализации была разработана на основе созданного ранее в МАИ программного обеспечения, позволяющего моделировать виртуальную реальность «VisualCreator». Программное обеспечение «VisualCreator» включает в себя широкий набор инструментов для создания систем виртуальной реальности, функционирующих в режиме

реального масштаба времени, а именно, инструменты для работы с трехмерными моделями, текстурами, сложными иерархическими структурами, применяющимися при разработке широкомасштабных сцен, шейдерами, а также инструментами для создания различного рода эффектов.

С помощью программного обеспечения «VisualCreator» был разработан сценарий, который в режиме реального масштаба времени с высокой степенью детализации позволяет моделировать на экране пилотажного стенда Международную космическую станцию, с которой производилась стыковка, Землю при рассмотрении ее с орбиты, звездное небо, Солнце.

Экспериментальные исследования показали, что использование предложенных средств повышения точности пилотирования позволяют выполнить поставленную задачу с вероятностью 100% и существенно расширить диапазон различных начальных взаимных положений КЛА и МКС для последующего выполнения задачи стыковки.

Настоящая работа выполнялась при содействии Сколковского университета науки и технологии (договор № 202-MRA от 01.11.2013 г.).

### **The ways for the improvement of flight safety and precise accuracy control of aerospace vehicle**

Efremov A.V., Tjaglik M.S., Tjaglik A.S., Tichenko A.N.,  
Alexandrov V.V., Koshelenko A.V.  
MAI, Moscow

The problems of the piloting tasks required high accuracy are considered. These tasks include the tasks typical for space vehicles: docking and landing on the Moon. The problem is decided by the use of the system approach developed at MAI. The approach is based on man-vehicle system consideration it is offered to integrate the flight control system and the display to decrease the pilot workload and to transform the pilot-aircraft system to the single – loop task. The test of the theoretical investigation was carried out by use of MAI simulator provided by the stereoscopic visual system. For that purpose the scenario corresponding to the investigated task was developed.

The system of visualization was developed on the basis of software «VisualCreator» created at MAI.

This software allows to simulate the real word included the International Space Station, Earth, Sky, Sun, with high level of reality in the real time.

Experimental investigations demonstrated the high efficiency of the proposed solution. The presentation was supported by the Skolkovo Institute of Technology (contract №202-MRA, 01.11.2013).



## **Совершенствование методического аппарата по оценке надежности топливной системы воздушного судна военного назначения**

Завялик И.И., Стукалов А.Н., Тютнев Е.С., Фетисов Е.В.

ВУНЦ ВВС «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,  
г. Воронеж

Анализ работ, направленных на исследование безопасности полетов, надежности, контролепригодности и технологичности (БНКТ) воздушных судов военного назначения (ВС ВН) показал, что в полном объеме требованиям норм не соответствует практически ни одно воздушное судно (ВС). Это объясняется как конструкторским несовершенством образцов вооружения и военной техники, так и недостаточным уровнем методического аппарата по оценке эксплуатационных свойств ВС.

К топливной системе (ТС) ВС ВН предъявляются высокие требования надежности, т.к. она представляет собой сложную, многоуровневую систему, включающую подсистемы, агрегаты, элементы различные по своему функциональному назначению и конструктивному выполнению. Чем сложнее система, тем она менее надежна, т.е. надежность системы зависит от надежности ее агрегатов (элементов), функционирующих в определенных условиях и при воздействии различных факторов.

В настоящее время оценка надежности ТС ВС ВН заключается в определении значений показателей надежности исходя из статистических данных, которые учитывают факт проявления отказа и его последствия, но не позволяют оценить влияние таких внешних факторов как условия эксплуатации и применения АТ, кондиционность применяемого авиационного топлива и др., на вероятность проявления параметрических отказов и неисправностей агрегатов топливной системы.

Предлагается производить оценку надежности ТС ВС ВН с учетом влияния внешних и внутренних факторов на безотказность работы каждого элемента системы. Для достижения этой цели необходимо на этапе формирования математической модели функционирования ТС с учетом требований надежности использовать агрегативный способ (А - схема). При этом ТС ВС разбивается на конечное число подсистем (ТС самолета, ТС двигателя и т.д.), сохраняя при этом связи, обеспечивающие их взаимодействие. В качестве элемента А-схемы выступают агрегаты ТС, каждый из которых имеет входные, выходные и собственные параметры. При этом моделирование ТС ВС осуществляется с учетом химмотологических основ функционирования систем.

Применение предлагаемого подхода к оценке надежности ТС ВС позволит обеспечить проведение исследования безотказности каждого

агрегата ТС при использовании авиационного топлива с загрязнениями, с последующим учетом взаимного влияния агрегатов ТС на надежность ВС в целом.

### **On the advancement of the military aircraft fuel system reliability verification methods**

Zavyalik I.I., Stukalov A.N., Tyutnev E.S., Fetisov E.V.

“Air Force Academy named N.E. Zhukovskiy and Y.A. Gagarin”, Voronezh

According to the analysis of the research papers on flight operating safety as well as military aircrafts reliability, testability and maintainability, hardly any aircraft fully conforms to the applicable regulatory requirements. This fact is attributable both to the engineering defects of models and the inadequacy of the aircraft serviceability verification methods.

The extremely high requirements with regards to reliability are applied to the military aircraft fuel system as it is a complicated multi-level system composed of subsystems, components and elements of different functions and design. The more complicated the system is the lower is its reliability as it depends on the reliability of its every element (component) operating under certain conditions and in certain environment.

At the moment military aircraft fuel system reliability verification involves calculating reliability factors on the basis of the statistics that follows up failures and their consequences but doesn't allow for the evaluation of the external factors such as operation conditions, quality of the fuel, etc., that can possibly lead to the parametric failures and defects of the fuel system elements.

The safety verification method for the military aircraft fuel system is provided herewith that considers internal and external factors impact on reliable service of the every part of the system. To complete the above, the aggregative method (A-scheme) is to be used at a simulation model development stage in accordance with the safety requirements, whereupon military aircraft fuel system is divided into the finite number of subsystems (a fuel system of the plane, a fuel system of the engine, etc.), maintaining the connections required for their interaction. The fuel system's components each having input/output and inherent parameters function as A-scheme element, while military aircraft fuel system is modeled relying on the tribochemical fundamentals of system operation.

Application of the proposed military aircraft fuel system reliability verification approach will make it possible to examine reliability of every element of the system charged with contaminated fuel followed by consideration of mutual influence of the fuel system elements and aircraft reliability in general.

## **Определение тяги авиадвигателей самолета по кинематике его разбега при взлете**

Зайцев Г.А., Кагарманов Р.Л., Ахьяров А.А.

ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

На примере самолета Ту-204 с двумя двигателями ПС-90А в докладе оценивается сходимость результатов натурального эксперимента по разбегу самолета при взлете с исходными данными по двигателю, полученными на двигательном стенде, и по самолету, полученными, в частности, в аэродинамической трубе.

Установлено, что сходимость результатов расчетов с помощью математической модели «самолет+двигатель» на основании исходных данных, полученных на двигательном стенде и в аэродинамической трубе, с результатами натурального эксперимента, проведенного ОАО «Туполев», по времени и длине разбега не хуже, чем 1,8% и 1,4% в долях от экспериментальных значений. Расхождение значений средней по скорости тяги авиадвигателей - не более 1,6%. Сделан позитивный прогноз относительно метода определения тяги по кинематике разбега при взлете.

Во второй части доклада также с помощью математической модели «самолет+двигатель» определяется тяга авиадвигателей в натурном эксперименте по разбегу самолета при взлете. Объектом исследований является летающая лаборатория Ил-76 с тремя штатными двигателями Д30-КП2 и опытным двигателем НК-93. Раздельно определяется тяга штатных и опытного двигателей. Тяга экспериментального двигателя определяется как разность значений тяги силовой установки в целом, полученных при работающем и авторотирующем экспериментальном двигателе.

Установлено, что сходимость значения тяги штатного двигателя со стендовым значением на взлетном режиме не хуже, чем 3%. Тяга экспериментального двигателя составила 7,7 тс на режиме 0,4 номинала при числе  $M=0,163$ .

### **Aircraft engine sizing by kinematics of its take-off roll**

Zaytsev G.A., Kagarmanov R.L., Akhyarov A.A.

LIIGromov, Zhukovsky

Using TU-204 aircraft with two PS-90A engines as an example, the report evaluates reproducibility of results obtained in full-scale experiment on aircraft take-off roll and engine initial data received at engine test facility as well as aircraft initial data received in particular in the wind tunnel.

It has been established that reproducibility of calculation results by means of “aircraft+engine” mathematical model based on the initial data from

engine test facility and wind tunnel, and the results of full-scale experiment carried out by JSC “Tupolev” is not worse than 1.8% and 1.4% regarding roll time and length in fractions of experimental values. Divergence of the engine mean velocity thrust values is not more than 1.6%. Method of engine sizing by roll kinematics at take-off was positively assessed.

In the second part of the report engine thrust in the full-scale experiment on aircraft roll at take-off is also defined by “aircraft+engine” mathematical model. The object of the research is IL-76 flying test bed with three D30-KP2 operational engines and one NK-93 prototype engine. Thrust of operational engines and that of the experimental one is defined separately. Experimental engine thrust is defined as difference of the power plant thrust values as a whole, received with running and windmilling experimental engine.

It was found that reproducibility of operational engine thrust value and test facility value at take-off mode is not worse than 3%. The experimental engine thrust amounted to 7.7 tf at 0.4 nominal value mode with Mach number  $M=0.163$ .

### **Определение рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов**

Касумов Е.В.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Основной целью данной работы является разработка алгоритма численного определения рациональных параметров конструкции из композиционных материалов под воздействием системы внешних нагрузок. Рассматриваются несколько методов поиска рациональных конструктивных параметров.

Первый алгоритм решения задачи представляет собой следующую последовательность, когда толщины конструкции задаются изначально постоянными и первоначально заданный объем материала в процессе итерационных пересчётов считается неизменным. После статического расчета значения толщин изменяются в узлах расчетной конечно-элементной сетки в зависимости от величин удельной энергии упругих деформаций в различных местах конструкции. Реализован также второй вариант пересчёта толщин. В нём изначально задается максимальное значение уровня напряжений в конструкции, а также минимально возможная толщина. В отличие от первого алгоритма, здесь от итерации к итерации объем материала изменяется в зависимости от уровня эквивалентных напряжений. После статического расчета значения толщин в узлах расчетной сетки изменяются в соответствии с отношением действующих напряжений к максимально допускаемому. Итерационный расчёт по перераспределению толщин продолжают до того момента, пока максимальное значение напряжений не достигнет

заданной величины. Третий алгоритм подразумевает пошаговое изменение плотности материала и модуля упругости. Перераспределение плотности материала и пересчет его модуля упругости позволяет получить геометрические характеристики будущей конструкции. Применение перечисленных алгоритмов позволяет получить рациональную конструкцию с точки зрения равномерности нагружения всех ее элементов, а полученное в проектировочном расчете распределение толщин является рациональным с точки зрения весового совершенства.

В расчетах применены различные виды объемных и оболочечных конечных элементов. Элементы построены на основе кинематических гипотез Кирхгоффа-Лява и Тимошенко и предназначены для решения линейных и геометрически нелинейных задач. Конечные элементы обладают различными характеристиками сходимости численного решения, которые с помощью специальных тестовых примеров исследуются до решения задач определения рациональных параметров.

В работе рассмотрены примеры расчета тестовых задач (пластина под воздействием различных типов нагружения, цилиндрическая оболочка, консольно закрепленная пластина), а также примеры расчета элементов конструкции центробежного компрессора турбонаддува двигателя внутреннего сгорания, элементов конструкции системы управления легкого вертолета, конструкции крыла самолета.

### **Definition of rational design parameters using the finite element method**

Kasumov E.V.

KSTU-KAI, Kazan

The main goal of this work is development of an algorithm for numerical determination of rational design parameters of composite materials under the influence of external loads. Several methods of searching of the rational design parameters are considered.

The first problem algorithm is the following sequence of actions, when the thicknesses of the structure are given as constants and the originally given volume of material in the process of iterative calculations is considered unchanged. After the static analysis thickness values vary at the nodes of the computational grid, depending on the values of the specific energy of elastic deformations in various construction sites. The second option of thickness conversion is also realized. In this option the maximum value of the stress level in the structure is initially set, as well as the minimum possible thickness. Unlike the first algorithm the volume of the material varies from iteration to iteration depending on the level of equivalent stress. After the static calculation thickness values change in the nodes of the computational grid in accordance with the ratio of actual stress to the maximum allowed

stress. Iterative calculation of the thickness redistribution continues until the maximum value of the stress reaches a specified value. The third algorithm means a step change of material density and elastic modulus. Redistribution of the material density and recalculation of its modulus of elasticity allows to obtain the geometrical characteristics of the future construction. Application of these algorithms allows to receive a rational design in terms of loading uniformity of all its parts, and thickness distribution resulting by the design calculation is rational in terms of the weight consummation.

The calculations use different types of solid finite elements. Elements are based on the Kirchhoff-Love and Timoshenko kinematic hypotheses and are intended for solving linear and geometrically nonlinear problems. Finite elements have different convergence characteristics of the numerical solution, which, by means of special test cases are investigated to solve problems of definition of rational parameters.

The paper considers the calculation example of test problem (plate under various types of loading, cylindrical shell, cantilever fitted plate), and also examples of calculation of the structural elements of an internal combustion engine's turbocharging centrifugal compressor, structural elements of light helicopter control system, aircraft wing structure.

## **Обзор конструкций аэродинамических моделей летательных аппаратов**

Константинов Д.Ю.

ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка, г. Дубна

Развитие средств проектирования и производственных технологий позволяют сократить сроки изготовления моделей и проведения аэродинамических испытаний, оперативно вносить изменения в конструкцию, упростить монтаж сменных частей на модели и самой модели в рабочей части трубы.

Наиболее трудоемким этапом в процессе изготовления модели является обработка аэродинамических поверхностей, к которым предъявляются высокие требования по точности исполнения и шероховатости. Применение технологий трехмерной печати позволяет существенно снизить трудоемкость на данном этапе, однако, применение пластиков в аэродинамических моделях предъявляет более жесткие требования к расчетам моделей на прочность.

В докладе рассмотрены существующие и перспективные конструкции аэродинамических моделей; показано наличие ресурса запаса прочности у конструкций моделей традиционных конструкций, что позволяет оптимизировать весовые характеристики модели, не выходя за рамки требуемого запаса прочности.

Также приведен способ приложения аэродинамических нагрузок на модель, который позволяет рассчитывать запасы прочности с большей точностью.

### **Overview aerodynamic aircraft models designs**

Konstantinov D.Yu.

GosMKB “Raduga” of A.Ya. Berezhnyk, Dubna

Development of design tools and manufacturing technologies can reduce models’ production time and aerodynamic testing, to make quick changes to the design, simplifies the installation of replacement parts for the model and the model in wind-tunnel test section.

The most time-consuming step in the manufacturing process of model is the treatment of the aerodynamic surfaces, which are subject to high demands on precision and roughness. The use of three-dimensional printing technology can significantly reduce the complexity at this stage, however, the use of plastics in the wind tunnel models imposes more stringent requirements for the calculations of models for durability.

The report examines current and perspective design of the aerodynamic models; demonstrated the presence of a resource of safety in construction of models of traditional designs to optimize the weight characteristics of the model, without departing from the scope of the required margin.

Present a method of biasing of aerodynamic loads on the model, which allows the calculation of safety margins with greater accuracy.

### **Особенности проектирования стыковых зон авиационных конструкций из КМ с использованием крепежных элементов**

Ендогур А.И., Кравцов В.А.

МАИ, г. Москва

Целью работы является выявление и учет в проектно-конструкторских работах особенностей работы материала в зоне крепежа (зона отверстий) панелей из слоистых полимерных композиционных материалов (КМ).

Напряжения на контуре отверстия являются следствием совместного действия сил в панели и сил с крепежного элемента, передаваемых контактным давлением (смятием).

Силы в панели – проходят через зону отверстия крепежного элемента с проявлением значительной концентрации напряжений на контуре отверстия. За базовые параметры напряженно-деформированного состояния (НДС) панели в зоне отверстия принято НДС панели без отверстия. В работе исследуются величины коэффициента снижения прочности по отверстию, которые зависят от расположения отверстий в

группе, направления нагружения, механических характеристик КМ в целом и каждого из слоев.

Силы с крепежного элемента вызывают дополнительные напряжения смятия пакета КМ в зоне контура отверстия. При этом в отличие от металлов, где величина максимальных напряжений соответствует среднему расчетному контактному давлению, распределение напряжений в КМ неравномерно, со значительным отличием от средних расчетных напряжений по причинам:

- разная жесткость и прочность связующего и армирующих волокон;
- разная жесткость КМ контура отверстия по радиальным направлениям и по толщине пакета и соответствующее перераспределение контактного давления;
- разные диаметры крепежного элемента и отверстия (посадка, влияние технологических допусков при установке крепежного соединения)
- эксцентриситет и/или прогиб крепежного элемента при нагружении

Дополнительное влияние на коэффициент снижения прочности оказывает соотношение модулей упругости КМ и крепежного элемента.

В докладе изложено влияние характера нагружения, параметров конструкции и их совместное действие на прочность стыковых зон КМ при проектировании авиационных конструкций из КМ.

### **Выводы**

В зоне крепежных стыков напряженно-деформированное состояние (НДС) КМ реализуется со значительными концентрациями напряжений. Это приводит к неизбежному наращиванию размеров стыковых зон панелей и соответствующему снижению весовой эффективности конструкции.

Раздельный учет различных факторов влияния на НДС КМ в зоне крепежа, оценка влияния конструктивных параметров на НДС, методы аналитического и практического нахождения коэффициентов влияния позволит определить оптимальные параметры конструкции с учетом существующих факторов НДС.

### **Special aspects of designing connecting joints zone for panel composite for aircraft structures**

Endogur A.I., Kravtsov V.A.

MAI, Moscow

The purpose is identify and including the operation of the material special aspects in the zone fasteners (zone of the holes) panel made of polymer composite material (CM) consisting of layers. The result is for design work



Hole contour tensions are the result of complex action of forces in panel, and forces from fasteners transmitted by the contact pressure.

Panel forces pass through the area of the hole in the panel with a great stress raising on the hole contour. The parameters of the stress-strain state (SSS) of the panel without holes taken for the basic parameters of SSB. The values of strength reduction on hole coefficient are investigated in this work. They depend of locating holes in group, traffic routing, mechanical characteristics of whole composite and mechanical characteristics of each layer.

Forces from fasteners produce additional stresses in CM in the hole contour zone. However, unlike metals, where a value of maximal tensions is according to the middle calculated subgrade reactions, tension spreading in CM is uneven, with a great deviation from middle calculated tensions because of:

- different stiffness and durability of resin and stratifils of CM
- variable stiffness surface holes of CM in the radial directions and the thickness of the package; and the corresponding redistribution of contact pressure
- different diameters of fasteners and holes (fit, effect of production tolerance)
- eccentricity and/or fasteners deflection during loading.

Additional influence on the strength reduction coefficient has a ratio of moduli of elasticity KM and a fixing element

The article shows the influence of different loading and structural parameters fasteners on SSB aircraft design from CM

Results

In the zone fasteners CM stress-strain behavior takes place with a great stress raisers. In consequence it is necessary to increase the size of the panel in the zone fasteners and decreasing of efficiency construction of aircraft.

Divided accountability of different various factors that affect CM SSS by panel in the area of fasteners, evaluation of the effect of structural parameters on SSB, analytical and practical methods of finding coefficients of effects will let define optimal structural parameters including of existent factors of SSS.

**Неразрушающий контроль физико-механических свойств  
материалов и изделий авиационно-космической техники методом  
динамического индентирования**

Крень А.П.

ИПФ НАН Беларуси, г. Минск

В докладе представлены последние достижения в области испытаний конструкционных материалов авиационно-космической техники

методом динамического индентирования, осуществляемого в режиме однократного ударного нагружения.

На основании результатов многолетних исследований предложена концепция и методология контроля материалов индентированием, разработаны и систематизированы модели деформирования материалов при индентировании, учтено влияние температурно-временных условий нагружения для получения достоверных и объективных данных о физико-механических свойствах (твердости, прочности, модуле упругости, трещиностойкости) и остаточном ресурсе металлов, композитов и полимеров.

Приводятся конкретные результаты проведенных исследований, которые доказывают возможность использования метода динамического индентирования для неразрушающего контроля прочности и модуля упругости углеродных композиционных материалов (в том числе пространственно-армированных) и выявления анизотропии свойств контролируемого материала. Показано, что метод позволяет повысить информативность контроля и определить модуль упругости и прочность материала в различных направлениях относительно оси армирования, что может в дальнейшем использоваться для оценки несущей способности слоистых изделий.

Предложены способы контроля твердости и прочности нежестких конструкций (трубопроводов, оболочечных конструкций и т.д.), обладающих недостаточной толщиной и массой для проведения контроля динамическими твердомерами. Рассматриваются примеры контроля свойств цветных металлов (алюминия, бронзы, латуни), а также твердости покрытий из хрома и никеля на стальных подложках.

Приводятся результаты исследований по оценке трещиностойкости хрупких конструкционных материалов: керамики на основе карбида кремния, а также стекол. Показано, что, разработанные в лаборатории контактно-динамических методов контроля ИПФ НАН Беларуси, алгоритмы позволяют провести контроль критического коэффициента интенсивности напряжений без разрушения материала.

Результатом исследований является создание серии приборов для контроля реальных материалов и изделий, использующихся в авиационно-космической технике и машиностроении.

## **Non-destructive testing of physical and mechanical properties of materials and products in aerospace engineering by dynamic indentation**

Kren A.P.

Institute of applied physics of the National academy of science  
of Belarus, Minsk

The report presents the latest achievements in the field of testing of construction materials used in the aerospace industry by dynamic indentation method, implemented in the single impact loading mode.

Based on the results of previous research, the concept and methodology of the material testing with the help of indentation were developed, the models of material straining during its indentation were proposed, the influence of temperature and time of loading on the physical and mechanical properties (hardness, strength, elastic modulus, fracture toughness) and residual life of metals, composites and polymers was considered to obtain reliable and objective data.

The results of the studies that prove the possibility of using dynamic indentation method for nondestructive testing of strength and modulus of elasticity of carbon composite materials (including space-reinforced) and the identification of the anisotropy properties of tested material are presented. It was shown that the method allows to receive more information about materials to determine the modulus of elasticity and strength of the material in different directions relative to the axis of the reinforcement, which may further be used to evaluate the bearing capacity of the layered products.

The methods of controlling the hardness and strength of non-rigid structures (pipelines, shell structures, etc.) that have insufficient thickness and weight for monitoring of the dynamic hardness. The examples of testing the properties of non-ferrous metals (aluminum, bronze, brass), as well as the hardness of the coatings of chromium and nickel on steel substrates are discussed.

The results of studies of the fracture toughness of brittle structural materials: ceramics based on silicon carbide, as well as glass are analysed. It is shown that the developed in the IAP NASB method and algorithms allow to test the critical stress intensity factor without destruction of the material.

The result of research is the creation of a series of devices for control of real materials and products used in the aerospace and mechanical engineering.

### **Прерванный взлёт самолёта**

Кузнецов А.А., Маркин Н.Н.

МАИ, г. Москва

Подготовка самолета к взлету включает определение взлетного веса, центровки, учет силы торможения на взлете в зависимости от состояния

взлетно-посадочной полосы. По этим данным вычисляется скорость отрыва носового колеса и скорость отрыва от взлетно-посадочной полосы.

Опыт эксплуатации воздушных судов показывает, что нерасчетную балансировку самолета вызывают следующие причины:

- Превышение максимального взлетного веса,
- Положение центра масс впереди предельно-передней центровки,
- Превышение максимального взлетного веса,
- Обледенением крыла,
- Превышение силы торможения расчетного значения обжатием тормозов и загрязненными ВПП.

Широко применяемый в настоящее время расчетный метод оценки характеристик взлета рассматривает самолет как сбалансированную по моментам тяжелую материальную точку. Однако в процессе поднятия носового колеса и отрыва от ВПП необходимо создать угловые скорости и ускорений, что приводит к необходимости рассматривать его как несбалансированное по моментам материальное тело.

Увеличение потребного отклонения руля высоты возможно при смещении центровки вперед, увеличении взлетного веса, уменьшении подъемной силы крыла при обледенении. Но в этом случае нет избыточного отклонения стабилизатора, которое необходимо парировать сразу после взлета, как в случае действия большой тормозящей силы на основное шасси.

Отсутствие событий подъема носового колеса и отрыва от ВПП на расчетных скоростях не является штатным расчетным случаем для прерванного взлета. Если в течение трех секунд после неудачной попытки подъема носового колеса не происходит увеличения скорости самолета и отрыва носового колеса, торможение является единственным способом обеспечения безопасности пассажиров и самолета. Особенности расчета прерванного взлета состоят в близости скорости принятия решения к скорости отрыва от ВПП. В результате дистанция прерванного взлета может превышать длину взлетно-посадочной полосы и произойдет выкатывание самолета за концевую полосу безопасности.

Существенное превышение силы торможения при пробеге по ВПП представляет угрозу безопасности полета, поскольку требует избыточного отклонения руля высоты и стабилизатора, что приведет к забросу на углы сваливания после отрыва от ВПП. Соблюдение Руководства по летной эксплуатации в части определения веса самолета и его центровки позволит снизить вероятность нерасчетной балансировки самолета на взлете.

**Aircraft aborted take-off**  
Kuznetsov A.A., Markin N.N.  
MAI, Moscow

Preparation of aircraft for take-off involves determining the take-off weight, center of gravity, keeping the braking force on the rise according to the condition of the runway. From these data, the rate is calculated off rotation speed and separation from the runway.

Experience in the operation of aircraft shows that unplanned balancing aircraft cause the following reasons:

- Exceeding the maximum take-off weight,
- position of the center of mass in front of the maximum front-alignment,
- Exceeding the maximum take-off weight,
- Icing wing,
- Excess braking force estimated value of compression brakes and contaminated runways.

Widely used in the moment calculation method performance evaluation considers the plane take off as balanced by the moments of heavy material point. However, in the process of lifting the nose wheel and lift-off from the runway, you must create the angular velocities and accelerations, which leads to the need to treat it as nonzero the moments of the material body.

An increased need for elevator deflection is possible with offset alignment forward, increasing the take-off weight, reducing the lift of a wing icing. But in this case there is no excessive deviation stabilizer that is necessary to fend off immediately after takeoff, in the case of a large braking force acts on the main chassis.

The absence of events lift the nose wheel and lift-off from the runway at the estimated speed is not the case for regular settlement aborted takeoff. If within three seconds after a failed attempt to lift the nose wheel does not increase the speed of the plane and off rotation, braking is the only way to ensure the safety of passengers and aircraft. Features of the calculation are as rejected take-off decision speed close to the speed of separation of the runway. As a result, stop distance may exceed the length of the runway and the airplane will roll out of the terminal strip safety.

Significant excess braking force when run on the runway is a threat to flight safety, as it requires excessive deflection of the elevator and stabilizer, which will throw to the corners of the stall after the separation from the runway. Compliance with Flight Manual to determine the weight of the aircraft and its alignment will reduce the likelihood nonzero balance the aircraft on takeoff.

**Интеркалибрация данных мониторинга геофизической  
и гидрометеорологической обстановки на трассе Северного  
морского пути и в отдаленных, стратегических районах  
Арктического шельфа**

Куприков Н.М.<sup>1</sup>, Павлов А.К.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>ГНЦ «ААНИИ», г. Санкт-Петербург

Глобальные климатические изменения на планете (глобальное потепление) наиболее сильно проявляются в Арктике («Арктическое усиление»), что открывает новые возможности для развития индустрии, инфраструктуры и судоходства по трассе СМП. Состояние ледяного покрова, температурный режим приземного слоя воздуха и циркуляция атмосферы, в целом, являются наиболее значимыми индикаторами ускоренного изменения арктической климатической системы.

В последнее десятилетие наблюдается устойчивая тенденция сокращения площади распространения и толщины многолетнего (пакового) арктического ледяного покрова. В 2007 и 2013 гг. площадь Арктического ледяного покрова в сентябре достигла своих минимальных рекордных значений (не более 40% от нормы). Значительно возросла частота возникновения особо опасных погодных явлений (локальные и глубокие циклоны, катастрофические наводнения, штормовые ветра и нагоны, зимние разрушения припая, критические объемы жидких или твердых осадков, зимние оттепели и т.п.).

На фоне наблюдаемых современных изменений климата меняется устоявшая картина циркуляционных процессов в высоких широтах. Изменяются традиционные траектории арктических циклонов, что способствует появлению не характерных для различных сезонов года ледовых условий на трассе СМП. Это особенно критично на общем фоне уменьшения толщины многолетних льдов и вытеснения многолетних (паковых) льдов более тонкими однолетними.

В качестве связующего звена между существующими, но разрозненными аппаратными комплексами, предлагается использовать информационно-аналитический программный комплекс локального мониторинга объектов окружающей среды («Айколобок»), который является продуктом совместной разработки ГНЦ «Арктический и Антарктический НИИ» (г. Санкт-Петербург), Московского авиационного института (Национального исследовательского университета) (г. Москва) и малого инновационного предприятия ООО «Гагаринский старт».

## **Intercalibration of monitoring data of the polar (Arctic) geophysical and hydro meteorological conditions in the interest of aircraft operation**

Kuprikov N.M.<sup>1</sup>, Pavlov A.K.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>MAI, Moscow; <sup>2</sup>SSC “Arctic and Antarctic Research Institute”,  
St. Petersburg

Intercalibration of monitoring data of the polar (Arctic) geophysical and hydro meteorological conditions in the interest of aircraft operation. Global climate change on the planet (global warming) is most pronounced in the Arctic («Arctic amplification»), which opens up new possibility. In the last decade there is a steady downward trend in extent and thickness of the multi-year (pack) of the Arctic ice cover. In 2007 and 2013. area of the Arctic ice cover in September reached its record high minimum (no more than 40% of normal).

Significantly increased the incidence of particularly severe weather events (local and deep cyclones, catastrophic floods, storm surges and wind, snow fracture of fast ice, critical volumes of liquid or solid precipitation, snow thaw, etc.) ies for the development of industry, infrastructure, and navigation on the North Sea Route (NSR).

The state of the ice cover, temperature of the surface layer of air and circulation of the atmosphere, in general, are the most significant indicators of rapid changes in Arctic climate system. Against the background of the observed current climate changes varies resist pattern of circulation processes in high latitudes. Change the traditional trajectory of Arctic cyclones, which contributes to the appearance of not specific to the different seasons of the year the ice conditions in the NSR.

This is especially critical on the general background of reducing the thickness of multi-year ice and multi-year displacement (pack) ice thinner annuals. As a link between the existing but disparate hardware, proposed to use the information and analytical software package local monitoring of the environment («iKolobok»), which is a product of joint development of the SSC «Arctic and Antarctic Research Institute» (St. Petersburg) Moscow Aviation Institute (National Research University) (Moscow), and small innovative enterprise LLC «Gagarin Start» (Moscow).

## **Криогенная трансзвуковая аэродинамическая труба с охлаждением потока за счет эффекта Джоуля-Томсона**

Звегинцев В.И., Курмангалиев Р.З., Мельников А.Ю.  
ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

В ИТПМ СО РАН была предложена идея и выполнена теоретическая проработка оригинальной криогенной трансзвуковой трубы кратковременного действия с продолжительностью рабочего режима от

5 до 10 с. Одним из принципиальных научно-технических предложений, лежащих в основе предлагаемой концепции, является возможность использования эффекта уменьшения температуры при адиабатическом дросселировании сжатого газа.

Рабочий процесс предлагаемой трубы включает предварительное накопление сжатого воздуха с давлением 20 МПа и температурой 180 – 190 К в специальном холодильнике-накопителе и последующем перепуске этого воздуха в форкамеру трубы с дросселированием до 1 МПа. При этом температура газа вследствие эффекта Джоуля-Томсона дополнительно уменьшается на 80 – 90 градусов и достигает минимально возможного значения, обеспечивающего максимальные значения числа Рейнольдса в трансзвуковом диапазоне скоростей.

В работе рассматриваются результаты практической проверки возможности создания подобной трансзвуковой трубы. Эксперименты были выполнены на газодинамической установке с истечением воздуха из ресивера через звуковое сопло диаметром 60 и 70 мм. В процессе истечения давление рабочего газа уменьшалось от 130 – 100 бар в ресивере до 5 – 2 бар перед соплом. Измерения, выполненные при помощи термопар, показали, что температура газа, вытекающего из сопла, уменьшалась на 20 – 30 градусов по сравнению с температурой газа в ресивере, что в принципе согласуется с ожидаемыми значениями при комнатной температуре (290 К) газа в ресивере. Для сравнения проводились опыты с дросселированием газа в зимнее время при начальной температуре газа 250 К. Уменьшение температуры за счет дросселирования в этих опытах достигало 40 градусов. Тем не менее, из-за технических проблем не удалось понизить начальную температуру газа в ресивере до требуемых значений 180 – 190 К, при которых ожидаемое падение температуры за счет дросселирования достигнет 80 – 90 градусов.

Измерения полного и статического давления на срезе сопла дали возможность определить число Маха на срезе сопла. При диаметре звукового сопла 60 мм продолжительность существования трансзвукового потока с числом  $M = 0,9 - 1,0$  достигала 3 с. Максимальное значение единичного числа Рейнольдса в охлажденном потоке равнялось  $Re_{1/m} = 1 \cdot 10^8$ .

Работа выполнена при поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (грант 12-08-00438-а).



## **Cryogenic transonic wind tunnel with flow cooling due to joule-thomson effect**

Zvegintsev V.I., Kurmangaliev R.Z., Melnikov A.Ju.  
ITAM SB RAS, Novosibirsk

At ITAM SB RAS the idea was proposed and theoretical study was executed of the original transonic cryogenic wind tunnel with duration of the operating mode from 5 to 10 seconds. One of the principal scientific and technical proposals underlying the proposed concept is the decreasing of gas temperature due to adiabatic throttling process.

Workflow of the proposed wind tunnel includes a preliminary accumulation of compressed air with a pressure of 20 MPa and a temperature of 180 - 190 K in a special refrigerated storage unit and then this air flows into the settling chamber with throttling here up to 1 MPa. In this process the temperature of the gas due to Joule-Thomson effect is further reduced by 80 - 90 degrees and reaches the minimum possible value that maximizes the value of the Reynolds number in the transonic range of velocities.

The article discusses the results of the practical test the feasibility of creating such a transonic wind tunnel. Experiments were carried out on gasdynamic facility where the air from the receiver flows through the sonic nozzle with diameter of 60 mm and 70 mm. During expiration working gas pressure was reduced from 130 - 100 bar in the receiver to 5 - 2 bar before the nozzle. Measurements made using thermocouples showed that the temperature of gas flowing from the nozzle was reduced by 20 - 30 degrees compared with the gas temperature in the receiver, which in principle is consistent with expected values at room temperature (290 K) of the gas in the receiver.

For comparison, experiments were conducted with the throttling of gas in winter, when the initial gas temperature in the receiver was of 250 K. The decrease in temperature due to throttling in these experiments reached 40 degrees. However, due to technical problems it was not possible to lower the initial temperature of the gas in the receiver to the desired values of 180 - 190 K, at which the expected temperature drop due to the throttling reaches 80 - 90 degrees.

Measurements of the total and static pressure at the nozzle exit were given the opportunity to determine the Mach number at the nozzle exit. With diameter of sonic nozzle of 60 mm the duration of transonic flow with  $M = 0.9 - 1.0$  reached 3 seconds. At cooled air the maximum value of unit Reynolds number was equal  $Re/m = 1 \cdot 10^8$ .

This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (grant 12-08-00438-a).

## **Методика формирования обликковых характеристик летательного аппарата малой авиации**

Левков В.Г.  
МАИ, г. Москва

Малая авиация в Российской Федерации является важным сегментом авиационных перевозок в связи с характерными для нашей страны климатогеографическими особенностями. Однако, отсутствие государственной поддержки и нормативно-правовой базы привело к глубокому кризису, который характеризуется устареванием и сокращением парка и отсутствием массового производства летательных аппаратов, способных быть конкурентоспособными в данном секторе авиаслуг. Также немаловажным фактором эксплуатации является запущенность наземной инфраструктуры.

Целью данной работы являлось создание и реализация методики формирования обликковых характеристик летательного аппарата малой авиации, которая решает наиболее актуальные на данный момент вопросы, связанные с проблемами применения силовых установок различных типов, применением инновационных материалов и технологий производства, проблемами аэродромного базирования и экономической эффективности авиакомпаний, созданных на основе воздушных судов малой авиации.

Для решения поставленной задачи был разработан модельно-методический аппарат, в рамках которого были реализованы модели проектировочного расчета, модели создания и функционирования аэропортовой инфраструктуры и модели экономической оценки эффективности авиакомпании малой авиации. Модельно-методический аппарат, представляющий собой систему методик оценки эффективности на основе системного анализа, позволяет решать задачу формирования области существования обликковых характеристик перспективного летательного аппарата малой авиации в рамках рассматриваемой системы.

Произведена программная реализация модельно-методического аппарата, которая позволяет проводить исследования и сформировать рекомендации по выбору рационального парка воздушных судов малой авиации для заданных условий эксплуатации.

### **Formation technique of characteristics of the light aviation aircraft**

Levko V.G.  
MAI, Moscow

The light aviation in Russian Federation is an important segment of air transportation, because in our country there is some climate and geographic

peculiarity. However, the lack of government support and regulatory and law base led it to the profound crisis. This crisis characterized by the aging and reduction of the park and absence of mass production of aircrafts, that can be competitive in this sector of air service. Also, there's important fact of exploitation: our land infrastructure is neglected.

The purpose of this work was to develop and implement methods of formation of conceptual design's characteristics of the light aviation aircraft, which solves the most topical problems. Those problems are related to the problems of application of aviation engine 's of different types; application of innovation materials and industrial technologies; problems of airfield basing and economical effectiveness of the airlines, which were made on the base of the light aviation aircrafts.

To reach this aim, there were made the model-methodological apparatus. The models of engineering calculation, models of making and functioning in airports infrastructure and models of economical rating of light aviation airline effectiveness were made in model-methodological apparatus. This machine is a system of methods, that rates effectiveness on the base of system analysis. It solves the problem of formation of region, where conceptual design's characteristics of perspective light aviation aircraft are placed.

The program realization of model-methodological apparatus is made. Due to it, we can make researches and form recommendations for choosing of rational park of light aircrafts, for specified exploitation conditions.

### **Адаптивные системы и распределенное нагружение в задачах защиты от ударных перегрузок**

Липов Б.П.

«КРБ»-Адаптивные системы, г. Москва

В работе рассматриваются возможности дополнительного улучшения защиты летных экипажей от ударных перегрузок, возникающих при аварийных посадках. Основное внимание уделяется вертикально-продольным перегрузкам. Тело человека моделируется совокупностью квазижестких масс, соединенных упруго-вязкими связями.

На примере многомассовых систем рассматриваются варианты приложения активных сил к разгоняемым (затормаживаемым) массам, анализируются особенности накопления усилий и деформаций в межмассовых связях.

Применительно к телу человека такие усилия возникают в вязко-упругих межпозвоночных дисках между позвонками в результате интенсивного гашения вертикальной скорости при аварийной посадке. В целях улучшения защиты от ударных перегрузок предлагается оптимизировать характер передачи ударного импульса путем

реализации распределенного нагружения, которое состоит в упорядоченном приложении активных сил к выделенным массам.

Для этой цели предлагается применять индивидуальные адаптивные 3d-панели, которые одновременно придают отдельным сегментам тела человека квазижесткие свойства, формируют правильную изготовочную позу и улучшают эргоичность рабочего кресла летчика. Рассмотрена концептуальная математическая модель для оценки силовых и временных параметров работы предложенной системы.

### **Adaptive systems and distributed loading in problems of protection from shock overloads**

Lipov B.P.

RBC-Adaptive Systems Ltd., Moscow

The paper discusses the possibilities of improving the protection of aircrew from shock overloads that occur during emergency landings. The focus is on vertical longitudinal strain. The human body is modeled by a set of quasi-solid masses connected by elastic-viscous links.

Are treated variants of application of the active forces to the accelerated masses (or decelerated), analyzes the features of the accumulation of forces and deformations in the links between the masses.

In relation to the human body such efforts occur in a visco-elastic intervertebral discs between the vertebrae as a result of intensive quenching of the vertical velocity in case of emergency landing. In order to improve protection against shock overload is suggested to optimize the transmission of the shock pulse through the implementation of distributed loading, which is the ordered application of the active forces to the selected masses.

For this purpose it is proposed to apply an individual adaptive 3d-panels, which also give the individual human body segments of quasi-solid properties, form the optimal shape of the spine and improve ergonomics chair pilot. Discusses the conceptual mathematical model to evaluate the force and time parameters of the proposed system.

### **Исследование аэродинамических характеристик самолёта бизнес-класса**

Лукьянов О.Е.

СГАУ, г. Самара

Целью данной работы является определение аэродинамических характеристик (АХ) самолёта бизнес-класса перспективной аэродинамической компоновки с помощью исследования его масштабной модели в аэродинамической трубе ХАИ Т-5.

Для выработки технического предложения на эскизное проектирование сформулированы тактико-технические требования

(ТТТ), предъявляемые к проектируемому самолёту. Разработана концепция самолёта, его аэродинамическая компоновка, геометрические характеристики. Для создания масштабной модели и технологической оснастки изготовления была создана мастер-геометрия проектируемого самолёта в CAD/CAM/CAE/PLM-системе Siemens NX (лицензия 1230721). Экспериментальная модель разрабатываемого самолёта была изготовлена автором работы в масштабе 1:42. На модели предусмотрена возможность отклонения цельноповоротного переднего горизонтального оперения (ПГО), рулей высоты и закрылков.

Экспериментальной установкой служила аэродинамическая труба ХАИ Т-5 замкнутого типа с открытой рабочей частью. Диаметр рабочей части 0,75 метра, длина рабочей части 1,2 м, диапазон изменения скоростей потока 10...40 м/с, мощность двигателя 32 кВт, погрешность измерений 0,2%.

Исследования проводились для полётной и взлётно-посадочной конфигураций самолёта при скорости потока 35 м/с. Полученные результаты экспериментального исследования представлены зависимостями коэффициента подъёмной силы от угла атаки  $c_{y_a}(\alpha)$ ; коэффициента продольного момента от угла атаки  $m_z(\alpha)$  и от коэффициента подъёмной силы  $m_z(c_{y_a})$ ; полярной первого рода  $c_{y_a}(c_{x_a})$ .

Согласно результатам экспериментов модели в аэродинамической трубе выяснено, что выбранная перспективная аэродинамическая компоновка обладает высоким значением критического угла атаки  $\alpha_{кр} = 17,5^\circ$ . На закритических углах атаки не наблюдается резкого падения подъёмной силы. Модель обладает неудовлетворительными моментными характеристиками: до углов атаки  $\alpha \leq 2^\circ$  рассматриваемая компоновка обладает избыточной продольной устойчивостью, при  $\alpha > 2,5^\circ$  компоновка становится неустойчивой, балансируется по неустойчивой схеме на угле атаки  $\alpha = 17^\circ$ . Также исследовано влияние угла установки ПГО на величину  $c_{y_a}$  самолёта и влияние выпуска механизации задней кромки крыла на АХ самолёта.

Проведен анализ полученных АХ проектируемого самолёта, выявлены преимущества и недостатки выбранной перспективной аэродинамической компоновки ЛА. Предложены рекомендации по её дальнейшей доработке.

## The study of aerodynamic characteristics of business jet

Lukianov O.E.  
SSAU, Samara

The aim of this study is to determine the aerodynamic characteristics of Business Jet of prospective aerodynamic layout by investigating its scale model in a wind tunnel HAI T-5.

In order to develop technical proposal for the advanced development, mission requirements for the projectable jet have been formulated. The concept of the jet, its aerodynamic layout, and geometric characteristics have been developed. To create a scale model and machining attachments of production, master geometry for the projectable jet was created in Siemens NX – CAD / CAM / CAE / PLM-system (license 1230721). The experimental model of the projectable jet was developed by the author of this work in scale 1:42. The model provides the possibility of deviation of all-moving forward tailplane, elevators and flaps.

The wind tunnel KHAI T-5 of closed type with open test section was used as experimental apparatus. The diameter of the working part is 0.75 m, length – 1.2 m, the range of flow rates – 10...40 m/s, the engine power – 32 kW, the measurement accuracy – 0.2%.

The studies were conducted for the flight and takeoff - and landing layout of the aircraft at a flow rate of 35 m/s. The obtained results of the experimental study shows the dependence of the lift force coefficient on the angle of attack  $c_{ya}(\alpha)$ ; longitudinal moment coefficient on the angle of attack  $m_z(\alpha)$  and on lift force coefficient  $m_z(c_{ya})$ ; polar curve of the first type  $c_{ya}(c_{xa})$ . According to the results of experiments with the model in the wind tunnel, the selected prospective aerodynamic layout has a high value of the critical angle of stall attack  $\alpha_{kp} = 17,5^\circ$ . Beyond-stall angle of attack, a sharp drop in lift force is not observed. The model has a poor moment characteristics: up to angles of attack  $\alpha \leq 2^\circ$ , the considered layout has pitch axis stability; with  $\alpha > 2,5^\circ$ , layout becomes unstable: it balances on the instability configuration with the angle of attack  $\alpha = 17^\circ$ . We also investigated the influence of the angle of installation of all-moving forward tailplane on the amount of  $c_{ya}$  of the aircraft and the influence of wing trailing edge high-lift device on the aerodynamic characteristics of the jet.

The analysis of the obtained aerodynamic characteristics of the projected jet has been conducted, advantages and disadvantages of the chosen prospective aerodynamic layout of the aircraft have been identified. The recommendations for its further improvement have been offered.

## **Повышение стабильности работ переключающих клапанов гидропривода**

Волков А.А., Мищенко В.Ю.

МАИ, г. Москва

Гидравлические привода ЛА работают в условиях знакопеременных нагрузок, что приводит к тому, что практически индикаторная мощность блока питания данного привода переходит в тепло.

Выполнение переменных дросселей золотникового распределителя с различными проводимостями по сливу и нагнетанию приводит к перераспределению давления в рабочих полостях привода.

При достижении порогового значения давления происходит срабатывание переключающих устройств и изменение структуры привода, позволяющее существенно уменьшить величину энергии, переходящей в тепло. Переключающие устройства, выполненные, например, в виде клапанов, должны иметь приемлемые динамические характеристики, соответствующие характеристикам привода.

Разработана математическая модель функционирования переключающих устройств, учитывающая конструктивные параметры самого клапана и привода.

Математическая модель учитывает влияние на переходный процесс основных конструктивных и гидродинамических параметров насоса – массы регулирующего органа, массы золотника, сжимаемости рабочей жидкости в полости нагнетания, коэффициентов усиления системы регулирования.

По разработанной математической модели просчитаны основные виды переходных процессов при различных входных сигналах, что позволяет оценить забросы давления в линии нагнетания и провести анализ факторов, влияющих на них (конструктивные параметры системы регулирования: масса регулирующего органа и управляющего золотника, проводимости переменных и постоянных дросселей, эффективные площади золотника и сервоцилиндра, объема рабочей жидкости в линии нагнетания).

Проведено имитационное моделирование в системе Matlab (Simulink) переходного процесса и получены зависимости между конструктивными и гидродинамическими параметрами клапана и привода, обеспечивающие устойчивую работу во всем диапазоне частот входного сигнала и нагрузок на выходном звене.

## **Improve the stability of the switching valves hydraulic drive**

Volkov A.A., Mishchenko V.Yu.

MAI, Moscow

Aircraft hydraulic drive work in the conditions of sign-variable loadings that leads to that almost indicator power of the power unit of this drive passes into heat.

Performance of variable throttles of the spool-type distributor with various provodimost on plum and to forcing leads to redistribution of pressure in working cavities of the drive.

At achievement of threshold value of pressure there is an operation of the switching devices and the change of structure of the drive allowing to reduce significantly the size of the energy passing into heat. The switching devices executed, for example, in the form of valves have to have the acceptable dynamic characteristics corresponding to characteristics of the drive.

The mathematical model of functioning of the switching devices considering design data of the valve and drive is developed.

The mathematical model considers influence on transition process of the key design and hydrodynamic parameters of the pump – the mass of regulator, mass of a zolotnik, and compressibility of working liquid in a cavity of forcing, coefficients of strengthening of system of regulation.

On the developed mathematical model main types of transition processes at various entrance signals that allows to estimate pressure at pressure lines and to carry out the analysis of the factors influencing them (design data of system of regulation are counted: the mass of regulator and the operating zolotnik, conductivity of variables and constant throttles, the effective areas of a zolotnik and servo cylinder, volume of working liquid in a pressure line).

Imitating modeling in Matlab (Simulink) system of transition process is carried out and the dependences between design and hydrodynamic data of the valve and drive ensuring steady functioning in all range of frequencies of an entrance signal and loadings on an output link are received.

## **Исследование аэродинамических характеристик лазерным методом**

Никитин Д.А., Хоботов И.А., Назаров А.Н., Картуков А.В.,

Меркишин Г.В.

МАИ, г. Москва

Разработка новой авиационной техники, в частности вертолетной, в связи с требованиями резкого повышения скорости летательных аппаратов с вертикальным взлетом требует создания методов и аппаратуры регистрации аэродинамических характеристик.

Потоки жидкости, газа и плазмы являются весьма распространенными видами течений, наблюдаемыми как в натуральных условиях (потоки



воздуха в атмосфере, течения в морях и океанах), так и в многочисленных технических устройствах (двигатели внутреннего сгорания, паровые и газовые турбины, реактивные двигатели, различные сопла для создания свободных газовых и жидкостных струй и т.д.). Все эти потоки характеризуются трехмерностью и нестационарностью, что существенно затрудняет их изучение, необходимое как для понимания сути явления, так и для практического применения.

Экспериментальная аэрогидродинамика крайне нуждается в бесконтактных методах измерения локальной скорости различных потоков.

Данные измерения возможно осуществить в реальных условиях (на трассе в режиме полета) с помощью метода рефрактометрии, т.е. с помощью непосредственного измерения угла преломления луча лазерного излучения, пропущенного через среду в которой возникает неоднородность.

По зависимости изменения коэффициента преломления полученного в разных точках, представляется возможным оценить аэродинамические параметры среды.

В данном исследовании была выполнена разработка новой системы для измерения аэродинамических показателей и для оценки и регистрации аэродинамики движущегося объекта.

### **The exploration of aerodynamic characteristics using laser method**

Nikitin D.A., Hobotov I.A., Nazarov A.N., Kartukov A.V., Merkishin G.V.

MAI, Moscow

Designing of new aeronautical engineering, particularly helicopters, because of requirements of high growth of velocity of vertical takeoff aircraft needs new methods and designing new devices of registration of aerodynamic characteristics.

Fluids of liquid, gas and plasma are widespread kinds of flows, observed both in nature (fluids of air, streams of water in seas and oceans) and in numerous technical devices (in internal combustion engines, in steam and gas turbines, in jet engines, in different nozzles for generation of gas and liquid streams and etc.). All of this fluids are characterized by tridimensionality and nonstationarity, which makes their investigation more complex, which is very needed for understanding the essence of its phenomenon, which is used for practical application.

Experimental aerohydrodynamics extremely needs new contactless techniques of measuring and registration of local velocity of different fluids.

Such measurements are possible in real-life environment (in regime of flight) using method of refractometry, that is direct measuring of refraction

angle of laser beam, passed through the environment, where the irregularity arises.

By the relationship of variation refraction coefficient, derived in different points we can estimate aerodynamic characteristics of environment.

In this research the design of a new system for measurement and registration of aerodynamic rates was made for estimation of aerodynamics of moving object.

### **Численное исследование влияния отсасывания пограничного слоя на характеристики трапециевидного воздухозаборника**

Карпов Е.В., Новгородцев Е.В.

ЦАГИ, г. Жуковский

Проведен расчет обтекания изолированного воздухозаборника с трапециевидным входом и криволинейным каналом при сверхзвуковых числах Маха набегающего потока. Выполнен сравнительный анализ характеристик и полей течения в канале воздухозаборника для вариантов с системой отсоса пограничного слоя и без нее. Расчеты проводились с применением программного пакета ANSYS CFX (Customer N 501.02.4). Численно решалась система осредненных по Рейнольдсу стационарных уравнений Навье-Стокса с моделью турбулентности SST.

При разработке геометрии входа воздухозаборника был применен метод газодинамического конструирования. Согласно расчетной теоретической схеме течения сжатие потока осуществляется тремя клиньями, а именно, горизонтальным (верхним) клином с углом  $\delta_{кл}=10^\circ$ , а также боковыми стреловидными клиньями-щёками. На расчетном режиме по числу Маха набегающего потока и при нулевых значениях углов атаки и скольжения горизонтальный клин и боковые клинья-щёки формируют единый косой скачок уплотнения, в плоскости которого лежат кромки клина, щёк и обечайки. При виде спереди кромки входа образуют равнобочную трапецию.

Для моделирования течения в воздухозаборнике была построена гексагональная расчетная сетка объемом порядка 6 млн. ячеек.

Расчёты проведены для вариантов воздухозаборника без системы отсоса пограничного слоя и с системой отсоса пограничного слоя. Обнаружено, что при взаимодействии замыкающего прямого скачка уплотнения с пограничным слоем на клиньях сжатия возникает отрывная зона с  $\lambda$ -образной структурой. Вторая отрывная зона формируется за горлом в месте сильного искривления контура канала на участке положительного градиента давления. Использование отсасывания пограничного слоя позволяет снизить (существенно ослабить) интенсивность и размеры областей отрывного течения.

По результатам расчётов строились дроссельные характеристики воздухозаборника, т.е. зависимости коэффициента восстановления полного давления  $\nu$  в сечении канала перед двигателем от коэффициента расхода воздуха  $f$  через него. Дросселирование моделировалось с помощью пережатия канала за сечением входа в двигатель. Для этого расчетная геометрия канала за сечением входа в двигатель выполнялась в виде сопла Лавалья с варьруемой площадью узкого сечения  $F_c$ .

Получены поля течения в воздухозаборнике, соответствующие различным точкам дроссельной характеристики. Показано, что отсасывание пограничного слоя приводит к улучшению структуры течения и повышению коэффициента восстановления полного давления в сечении двигателя.

### **Numerical investigation of the boundary-layer suction effect on capability of trapezoidal air inlet**

Karpov E.V., Novogorodtsev E.V.  
TsAGI, Zhukovsky

The numerical computation of supersonic flow around trapezoidal air inlet with curved duct was conducted. Comparative analysis of characteristics and flow fields in the air intake duct equipped with boundary-layer suction system and without it was performed. Computations were carried out using program package ANSYS CFX (Customer N 501.02.4). Steady-state RANS equations with SST turbulent model were solved.

For the air intake entrance geometry developing gas-dynamic construction method was applied. According to the rated theoretical scheme flow compression is implemented by three wedges, that is horizontal (upper) wedge with angle  $\delta_w=10^\circ$  and side swept wedges. Under rated Mach number condition at zero angles of attack and sideslip horizontal wedge and side wedges generate common oblique shock wave. Edges of wedges and cowl are located on the surface of this shock wave. Edges of air intake entrance form right-angular trapezoid.

For flow simulation in air intake the hexagonal computational grid was generated. Common number of cells was about six millions.

Computation was carried out for inlet variants equipped with boundary layer suction system and without it. It was detected that interference of breakdown (direct) shock wave and boundary layer on the air inlet compression wedges leads to formation of separated flow area with  $\lambda$ -shaped structure. The second separated flow area is generated behind the air intake throat in the place of strong duct curvature with positive pressure gradient. Applying of boundary-layer suction enables to alleviate (considerably reduce) intensity and sizes of separated flow areas.

According to computation results inlet throttle performances were built, i.e. relationships between total pressure recovery coefficient  $\nu$  in front of engine section and mass flow rate coefficient  $f$  at the engine section. Throttling was simulated using duct contraction behind the engine section. For this purpose computational geometry behind engine section was shaped as Laval nozzle with variable area of narrow section  $F_n$ .

The air intake flow fields confirming to different points of throttle performances were obtained. It was shown that boundary-layer suction leads to flow structure refinement and total pressure recovery increasing at the engine section.

### **Напряженно-деформированное состояние естественно закрученных слоистых анизотропных лопаток из армированных материалов**

Нуримбетов А.У.

МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается деформация многослойных лопаток при кручении и растяжении. Принятая в настоящее время технология изготовления деталей, элементов конструкций из композиционных материалов (к.м.) имеет явно выраженную слоистую структуру [1]. Свойства отдельных слоев и их взаимное расположение в составе пакета таких слоев, в конечном счете определяют свойства всего материала. Поведение однонаправленного слоя полагается линейно-упругим, а связь между напряжениями и деформациями описывается обобщенным законом Гука.

С помощью геометрических представлений для слоистых анизотропных стержней с прямолинейной осью получены кинематические соотношения, которые в последующем использовались для установления основных уравнений [2].

Применение точной теории естественно-закрученных стержней произвольного поперечного сечения на базе общих уравнений теории упругости связано с большими математическими трудностями и приводят к сложным решениям. Поэтому полученная приближенная теория [2] закрученных слоистых лопаток основана на определенных гипотезах, позволяющих разделить компоненты напряжений и деформаций на главные и второстепенные, которым в ряде уравнений пренебрегается.

Достоверность приближенной теории закрученных слоистых лопаток проверяется сопоставлением с известными для некоторых частных случаев решениями и сравнением результатов расчетов с экспериментальными данными.

Результаты расчета на ЭВМ по линейным соотношениям лучше согласуются с экспериментальными данными, чем существующие в

литературе линеаризованные зависимости. Это подтверждает, что предлагаемое кинематическое соотношение [2] полнее отражает взаимовлияние деформации кручения и растяжения.

1. Нуриμβетов А.У. Автоматизированное проектирование раскрытия деталей произвольного поперечного сечения из слоистых композиционных материалов // Вестник РУДН. Серия «Инженерные исследования». М.: - 2009 - №4.- С. 92-101.

2. Нуриμβетов А.У., Туреханова Г.И., Жанбосынов Р.С. Деформация естественно-закрученных многослойных анизотропных стержней при кручении и растяжении// Materiály IX mezinárodní vědecko - praktická konference «EFEKTIVNI NASTRJE MODERNICH věd – 2013». - Díl 42. Technické vědy: Praha. Publishing House «Education and Science» s.r.o - 96 stran, С.17-22.

### **Stress-strain State naturally twisted ayered anisotropic reinforced blade materials**

Nurimbetov A.U.

MAI, Moscow

In this paper the deformation of multi-layered blades rotating and stretching. The present technology of production details, structural elements of composite materials has clearly expressed a layered structure [1]. The properties of the individual layers and their relative placement in such sectors, will ultimately determine the properties of the material. Behavior of unidirectional layers depends linearly elastic, and the relationship between stresses and deformations describes generalized Hooke's law.

Using geometric ideas for layered anisotropic rods with a straight axis kinematic relations hips, which are later used to establish basic equations [2].

Application of precise theory naturally twisted rods of arbitrary cross section based on the general equations of the theory of elasticity is very mathematical difficulties and lead to difficult decisions. Therefore the approximate theory [2] twisted laminated blades is based on certain assumptions, to separate the components of the stress and strain on major and minor, some equations is despised.

Accuracy of approximation theories swirled layered current known mapping is checked for some particular cases of solutions and comparing the results of calculations with experimental data.

Computer calculation results of linear ratios are consistent with experimental data better than existing in the literature of the linearised according. This confirms that the proposed ratio of kinematic [2] more fully reflects the mutual influence of torsion and stretching.

1. Nurimbetov A.U. CAD cutting parts of arbitrary cross-section of laminated composite materials //Bulletin of RUDN. Series "Engineering studies". M.:2009-No. 4.-p. 92-101.

2. Nurimbetov A.U., Turehanova G.I., Žanbosynov R.S. Deformation of naturally-swirled multilayer anisotropic torsional and tensile rods// Materiály IX mezinárodní vědecko - praktická konference «EFEKTIVNI NASTRJE MODERNICH věd – 2013». - Díl 42. Technické vědy: Praha. Publishing House «Education and Science» s.r.o - 96 stran, C.17-22.

### **Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата**

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

Последнее время в качестве нового перспективного направления развития беспилотных летательных аппаратов рассматриваются мини - и микро-БПЛА (самолетной схемы). Повышенный интерес к этому классу авиационной техники объясняется результатом одновременного появления новых достижений в области миниатюризации компонентов ЛА и новых концепций применения таких аппаратов.

Дальнейшее развитие таких БПЛА, несомненно, потребует повышения их аэродинамической эффективности. Однако стоит отметить, что аэродинамика указанных аппаратов существенно отличается от аэродинамики ЛА большой размерности, в частности обтекание профилей крыла мини – и микро БПЛА происходит при малых, критических числах  $Re = 10^4 \dots 5 \cdot 10^5$ . При таких числах Рейнольдса характерно возникновение отрывных течений и образование так называемых отрывных пузырей ламинарно-турбулентного перехода, что приводит к нелинейному скачкообразному поведению аэродинамических характеристик и как следствие ухудшение летно-технических характеристик всего аппарата.

В работе рассмотрены некоторые аспекты оптимизации профиля крыла в приложении к аэродинамическому проектированию малоразмерных беспилотных летательных аппаратов.

Особое внимание уделено параметризации профиля крыла. Сформулированы основные требования, которые предъявляются к аппроксимирующим профиль кривым при их выборе для использования в процессе оптимизации профиля. Отмечены нерешенные проблемы при создании параметрической модели профиля крыла и параметризации в целом.

Представлены примеры численных решений задач оптимизации профилей по одному и более критериям. Решения получены для случаев, когда необходимо минимизировать целевые функции

аэродинамических коэффициентов при переходе от докритических к закритическим числам Рейнольдса.

### **Some aspects of airfoil optimization process for small size unmanned aerial vehicles application**

Parkhaev E.S., Semenchikov N.V.

MAI, Moscow

Recently, mini - and micro-UAV's (aircraft scheme) are considered as a new promising direction of advancement of unmanned aerial vehicles. The increased interest in this class of aircraft is due to simultaneous appearance of new advances in the aircraft components miniaturization and new concepts of such devices application.

Further development of the UAV's will undoubtedly require increasing their aerodynamic efficiency. However, it should be noted that the aerodynamics of these devices is significantly different from the large dimension aircraft aerodynamics, in particular airfoil flow of mini - and micro UAV's occurs at small, critical number  $Re = 10^4 \dots 5 * 10^5$ . These Reynolds numbers are characterized by the appearance of separated flows and the formation of the so-called separation transition bubble, that leads to an abrupt nonlinear behavior of the aerodynamic characteristics and, as consequence, the entire aircraft performance deterioration.

Presented paper discusses some aspects of the airfoil optimization process related to the aerodynamic design of small unmanned aerial vehicles.

Particular attention is paid to the airfoil parameterization. The basic requirements for approximating profile curves are defined for airfoil optimization process. The unsolved problems creation a parametric airfoil model and parameterization in general are marked.

The numerical examples of the airfoil optimization process for one or more criteria are presented. Example solutions in which it is required to minimize the objective functions of the aerodynamic coefficients in the transition from subcritical to supercritical Reynolds numbers were found.

### **Способ обеспечения вихревой безопасности полета летательного аппарата**

Головнев И.Г., Лапшин К.В., Платов С.А., Фальков Э.Я.

ГосНИИАС, г. Москва

Представлены результаты анализа теоретических и экспериментальных исследований по проблеме безопасности полета ЛА, попадающего в вихревое образование от впереди летящего самолета. Показано, что до настоящего времени фактически отсутствует общепринятая мировым авиационным сообществом (ИКАО, FAA) сквозная методика расчета параметров концевых вихрей от ближнего до

дальнего следов, в первую очередь из-за отсутствия прямых измерений всего диапазона следа: в лабораторных условиях (аэродинамические трубы) нет дальнего следа, в атмосфере затруднено получение характеристик ближнего следа. Современные модели турбулентности для расчета вихревых следов не позволяют с достаточной точностью рассчитывать переход между ближним и дальним следом. Предполагается, что это вызвано неточным моделированием пульсаций давлений.

Предложено создать систему вихревой безопасности полета ЛА на базе собственной аппаратуры ЛА и штатных систем информационного взаимодействия ЛА и служб УВД. Система включает в себя [1]: передачу летательным аппаратом (ЛА)-генератором информации о создаваемом им вихревом следе, скорости полета, координатах, времени передачи путем радиосвязи "борт-борт" в радиовещательном режиме и/или в режиме "точка-точка" и последующий прием этой информации ЛА-абонентом или ЛА-абонентами, при этом соответствующий ЛА-абонент производит текущие, соответствующие параметрам приходящего к нему вихревого следа от ЛА-генератора расчеты величины действующего на него возмущающего момента крена и измерения вихревой обстановки перед ЛА-абонентом, проводит расчеты возмущающего момента крена, производит сравнение величин возмущающего момента крена, рассчитанных по результатам этих измерений, с величинами возмущающего момента крена, полученных расчетом на основании переданной информации с ЛА-генератора, при этом требуемые для определения вихревой обстановки перед ЛА-абонентом данные получают путем измерений с помощью датчиков статического давления, устанавливаемых в передних "критических" точках его крыльев, причем наибольшее из вычисленных значений возмущающего момента крена выбирают как ожидаемое воздействие вихревого следа на ЛА-абонент и выбранную величину в качестве корректирующей вводят в систему управления ЛА-абонента.

1. Патент – 2477893 РФ, G08G5/02. Способ обеспечения вихревой безопасности полета летательного аппарата / Фальков Э. Я., Головнев И. Г., Платов С. А., Лапшин К. В., Храбров С. А.; ФГУП «ГосНИИАС».

### **Means of aircraft wake vortex safety**

Falkov E.Ya., Golovnyov I.G., Lapshin K.V., Platov S.A.  
GosNIAS, Moscow

The report represents results of the analysis of theoretical and experimental studies of the problem of an aircraft safety when it meets with a wake vortex from a preceding aircraft. We show that up to now the global aviation community (ICAO, FAA) has not in fact got any transparent methodology to



calculate parameters of tip vortices from both near and far wakes, mainly due to the absence of direct measurements of the whole wake range: we can't acquire a far wake in a laboratory (air channels) as well as characteristics of a near wake in the atmosphere. Current turbulence models for wake vortices calculation do not provide needed accuracy for the calculation of the transition between near and far vortices. It may be because of inaccurate simulations of pressure pulses.

We propose to establish an aircraft wake vortex safety system on the basis of onboard equipment and standard data exchange systems between the aircraft and ATC. The system includes (1) transmittance of data about created wake vortices, airspeed, coordinates, time of air-to-air broadcast and/or point-to-point transmission from the preceding aircraft; and (2) acquisition of this data by one or more subscribed aircraft. Herein applicable aircraft performs current calculations of an affecting disturbance rolling moment, according to parameters of the wake vortex acquired from the preceding aircraft, and measures the vortex situation in front of the subscribed aircraft; it also calculates the disturbance rolling moment, and compares values of the disturbance rolling moment calculated on the results of these measurements, with those calculated according to information transmitted by the preceding aircraft; data necessary to determine the vortex situation in front of the subscribed aircraft is acquired from the measurement of the static pressure by sensors placed on the critical wing tips. The largest calculated value of the disturbance rolling moment is selected as the anticipated wake vortex impact on the subscribed aircraft; this selected value is input in its control system as a correcting one.

1. Patent – 2477893 RF, G08G5/02. Means of aircraft wake vortex safety / E. Ya. Falkov, I. G. Golovnyov, S. A. Khrabrov, K. V. Lapshin, S. A. Platov, FGUP GosNIIAS, Moscow.

### **О внутренней структуре турбулентности**

Попов С.А.

МАИ, г. Москва

Предложена гипотеза о термодинамической неравновесности турбулентных течений внутри пристеночных слоев. Гипотеза основана на идеи И.Пригожина о том, что турбулентное течение на микроскопическом уровне является высокоорганизованным, что соответствует когерентному поведению миллионов и миллионов молекул и на работе Д.Леввермора о замыкании систем моментных уравнений. Связь идей далеко не очевидна, поскольку первый автор работал над термодинамикой континуума, а второй строил модели для переходной по числам Кнудсена области течений.

Приведено сравнение модели пути смешения Прандтля и предложенной в гипотезе модели турбулентного обмена. Показано различие скоростей обмена импульсом и скорости турбулентных пульсаций.

Предложен путь построения физико-математической модели, описывающей внутреннюю структуру турбулентного течения, не приводящий к нарушению второго начала термодинамики и законов сохранения. Эта модель является переходной от модели сплошной среды к полностью кинетической модели. Модель включает конечное число дифференциальных уравнений в частных производных для макропараметров. Является логическим продолжением моментной модели Г.Грэда, улучшенной модели R13 М.Торрильона и Г.Страчтрапа с моментом замыкания по Ливермору.

Рассмотрены возможности и пути постановки физического эксперимента для подтверждения предложенной гипотезы.

### **About the internal structure of turbulence**

Popov S.A.

MAI, Moscow

The hypothesis of thermodynamic nonequilibrium turbulent flows inside the boundary layers has been developed. This hypothesis is based on the Prigogine's idea that the turbulent flow at the microscopic level is highly organized, which corresponds to the coherent behavior of millions and millions of molecules, and on the Levermore's paper "Moment Closure Hierarchies for Kinetic Theories". The logical interconnection of ideas is far from being obvious, because Prigogine worked on the continuum thermodynamics, and Levermore developed mathematical models in the transition flow regime for the Knudsen number.

The Prandtl mixing length model is compared to the developed model of turbulent exchange. The difference between momentum exchange velocities and the velocity of turbulent pulsation is demonstrated.

We propose a way to build a physical-mathematical model describing the internal structure of the turbulent flow without violation of the second law of thermodynamics and conservation laws. This model is a transition from the continuum model to a fully kinetic model. The model includes a finite number of differential equations in partial derivatives for macroparameters. It is a logical extension of Grad's moments model, Torrilhon's and Struchtrup's improved model R13 with the moment of closures by Levermore.

The report analyses the possibilities and ways of physical experiments to validate the proposed hypothesis.

## **Проектирование и оценка прочности многослойного пакета ПКМ**

Попов Ю.И.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание алгоритма и программного обеспечения для решения задачи проектирования и оценки прочности многослойного пакета с применением полимерных композиционных материалов (ПКМ) при действии нормальных и касательных потоков усилий. Конструктивно пакет из ПКМ может быть элементом обшивки стрингерной и трехслойной панели, пояса лонжерона и других узлов агрегатов планера самолета.

Пакет состоит из слоев разных материалов (КМ, Ti, сталь и др.) или из слоев КМ с различной структурой, количеством слоев, углами укладки  $\varphi = 0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ$  по отношению с конструктивной осью X.

Задача решается в два этапа. На первом этапе для заданного многослойного пакета определены действующие напряжения в каждом слое, разрушающие напряжения и запас прочности слоя относительно главных осей упругости 1 и 2 и относительно конструктивной оси X без учета работы связующего. Разработаны номограммы зависимости разрушающих напряжений от характеристик материала слоев, позволяющие определить конструктивные параметры слоев максимальной эффективности.

На втором этапе применяются аналитические соотношения характеристик прочности многослойного пакета КМ с учетом работы связующего. Разработана блок-схема алгоритма и программное обеспечение. На примере проектирования стрингерной композитной панели получены зависимости влияния структуры пакета на действующие напряжения и деформации по осям упругости каждого слоя и конструктивные параметры панели.

### **Design and evaluation of strength of the polymer composite materials multilayer package**

Popov Yu.I.  
MAI, Moscow

The present paper is aimed at creating the algorithm and software for design and evaluation of strength of the polymer composite materials multilayer package (PCM) under regular and stress-strain flows. Constructively a PCM package can be used as an element of stringer panel and three-layer panel, spar boom or of any other airframe units.

The package consists of multiple layers of various materials (composite materials, Ti, steel etc.) or of composite layers with different structure,

number of layers, laying angle varying from  $\varphi = 0^\circ, 90^\circ$ , to  $\pm 45^\circ$  in relation to the constructive axis X.

This task is being solved gradually in two stages. At the first stage the operational stress for each layer, destructive load and layer's safety margins in relation to the main flexibility axes 1 and 2 and in relation to the constructive axis X were defined. Nomographic charts showing the dependency of destructive loads on the characteristics of layer materials which allow defining the constructive parameters of maximum capacity layers were also elaborated at this stage.

At the second stage the analytical correlations between the strength characteristics of the CM multilayer package and the bindings are being applied. Algorithm flow-charts and software was worked out. On the example of the stringer composite panel design the influence correlations between the package structure and actual stress and deformations alongside the flexibility axes of each layer as well as constructive parameters of the panel were defined.

### **Основные положения методики определения проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих энергию солнечного излучения для полета**

Самойловский А.А., Лисейцев Н.К.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось созданием методики определения проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих энергию солнечного излучения для полета.

Задача проектирования ЛА, использующего энергию солнечного излучения, как и любого ЛА, реализующего аэродинамический принцип полета, сводится к удовлетворению фундаментальным соотношениям, которые характеризуют любой проектируемый самолет как летательный аппарат тяжелее воздуха, способный летать в определенном диапазоне высот и скоростей, совершать маневры, взлетать и садиться на аэродромы заданного класса.

Основные из этих соотношений:

- уравнение весового баланса;
- уравнение гравитационного баланса;
- уравнение энергетического баланса.

При математической формулировке задачи, проектирование есть удовлетворение вышеприведенным требованиям с учетом накладываемых ограничений как на параметры так и на характеристики. Проектирование ЛА, использующих энергию солнечного излучения, имеет ряд особенностей, связанных с типом силовой установки.

Результатом выполненной работы является методика, позволяющая определить весовую и геометрическую размерность, а также рациональные параметры несущих поверхностей ЛА, использующего энергию солнечного излучения, в зависимости от массы и энергопотребления целевой нагрузки.

### **The main methodological principles of the solar-powered UAVs main parameters determination**

Samoylovskiy A.A., Liseyev N.K.  
MAI, Moscow

The goal of the work is creation of the methodology of the solar-powered UAVs main parameters determination.

The task of the solar-powered flight vehicle designing as well as any flight vehicle implementing aerodynamic flight principle comes to fulfillment of fundamental equations, that describe any projected plane as heavier than air flight vehicle with ability to fly in a certain altitude envelope and velocity range, make evolutions, take off and land at established class airfield.

The main equations:

- Mass balance
- Gravitation balance
- Energy balance

Mathematically, aircraft design is a fulfillment the requirements above with taking into account parameters and characteristics restrictions. Solar-powered UAV design has some specialties because of the specific type of power plant.

Suggested methodology defines weight and geometry of solar-powered UAV depending on payload weight and power consumption.

### **Влияние предварительного натяжения волокон на величину погнби в результате технологического процесса изготовления изделий из композиционных материалов**

Семенцова А.Н.  
МАИ, г. Москва

Композиционные материалы (КМ) находят широкое применение в различных отраслях промышленности. Прочностные свойства композитов используются при проектировании, прочностных расчетах и изготовлении узлов и агрегатов из КМ. Высокий модуль упругости и высокая удельная прочность обеспечивают композитным материалам преимущества при эксплуатации ЛА в условиях сложного нагружения. Эти преимущества в полной мере могут быть использованы при условии создания интегральной конструкции. Методология изготовления таких конструкций позволяет получить сложную высоконагруженную

композитную конструкцию с большим числом входящих в нее элементов без механической подгонки деталей, сверления отверстий и установки механического крепежа. Интегральные конструкции могут обеспечить существенное снижение массы с одновременным повышением жесткости, прочности и технологичности.

Однако одной из важнейших проблем производства изделий из КМ является возникновение технологических остаточных деформаций. Они возникают при изготовлении изделий вследствие отличия температурных коэффициентов вдоль и поперек волокон в многослойных структурах, неоднородности структуры.

Целью данной работы является исследование влияния структуры и конструктивных элементов на величину остаточных деформаций и перемещений, возникающих вследствие температурного воздействия в технологическом процессе, и возможности устранения деформаций путем предварительного натяжения волокон. Задачей проводимых расчетов является исследование возможности обеспечения теоретической формы изделий после технологического процесса, исследование влияния предварительного натяжения волокон на величины поводов по длине и контуру конструкции.

Практически данная методика может быть использована при создании реальных конструкций интегрального типа кессона крыла, горизонтального и вертикального оперения при отсутствии одной панели (открытый контур). Технологически конструкции могут изготавливаться методами вакуумной инфузии, RTM методом (Resin Transfer Moulding), препреговой технологией. В данной методике рассматривается препреговая технология, которая обеспечивает равномерность межслоевой структуры при производстве изделий.

В качестве примера был рассмотрен кессон коробчатой структуры с разной конструкцией панели с учетом жесткого закрепления:

- Стрингерная панель;
- Закрепления края конструкции в виде жесткой нервюры.

### **Fiber pre-tensioning influence on deformation value in composite construction manufacturing process**

Sementsova A.N.

MAI, Moscow

Composite materials are widely used in various industries. Mechanical properties of composites are used in the design, stress analysis and manufacture of composite units and assemblies. Their high values of Young modulus and specific strength provide advantages for plane exploitation under different load.

These advantages can be used in integral construction design development. The integral construction manufacturing method provides complex composite construction without mechanical fitting parts, drilling and mechanical fasteners. Integrated design can provide a weight reduction, strength and stiffness increase, manufacturability improvement.

However, one of the major problems of the composite construction development and production is the appearance of technological residual strains. They arise in the manufacturing process because of differences of temperature coefficients along and across the fiber direction in laminate structures, heterogeneous structure of composite. The purpose of this paper is to investigate the influence of the composite structure and construction components on the appearance of technological residual strains and displacements, the influence of fiber pre-tensioning on the strain reduce. The main task is to study the theoretical form construction after the manufacturing process.

In practice this method can be used in integral construction production, these constructions are wing, horizontal and vertical tail assembly. Manufacturing processes are vacuum infusion, RTM method (Resin Transfer Moulding), prepreg technology. The prepreg method is used in this research, which provides equal material distribution of the interlaminar structure during manufacturing.

As an example, a box caisson construction with different panel structure and boundary conditions was calculated:

- stringer panel;
- constrained edge as a rigid rib.

### **Структурные свойства и статистические модели решения задачи оценивания летно-технических характеристик летательных аппаратов**

Байрамов К.Р., Байрамов Р.К., Сивков М.А., Смирнов А.Д.  
ВА РВСН имени Петра Великого, г. Москва

В работе показано, что совместное применение на практике летных испытаний методов теории оценивания и теории статистически ненадежных решений позволяет повысить достоверность оценивания летно-технических характеристик (ЛТХ) летательных аппаратов (ЛА) при наличии помех и малом количестве экспериментальных данных.

При экспериментальной отработке не всегда удается достигать требуемого качества ЛА. Полученная на момент завершения испытаний ЛА оценка точности стрельбы не подтверждается оценками, полученными по результатам пусков на этапе применения по целевому назначению. В методологическом плане такие расхождения обусловлены противоречием между тем, что задачи оценивания

характеристик надежности и точности объективно относятся к классу некорректно поставленных задач и исторически сложившимся подходом к их решению на основе классических методов теории вероятностей и математической статистики.

На нынешнем этапе развития технологий полигонных испытаний объемы летных и специальных видов испытаний сокращены до предела. Это значит, что соотношение задач оценивания ЛТХ перспективных ЛА к классу некорректно поставленных задач имеет устойчивую тенденцию и определяет подход к теоретическим исследованиям по созданию соответствующих методик.

Объем испытаний ЛА при летных испытаниях (ЛИ) определяется в зависимости от требуемой достоверности оценок ЛТХ. Достоверность оценки ЛТХ, в свою очередь, определяет наряд ЛА требуемый для выполнения поставленной задачи. Учитывая то обстоятельство, что в силу финансовых проблем, увеличить количество испытательных пусков невозможно, проведены исследования по разработке нового методического подхода, с целью обеспечения возможности использования при оценке ЛТХ результатов пусков, проведенных в разных геофизических условиях, данных стендовых, заводских и других испытаний, а также оценок отдельных составляющих рассеивания, полученных по результатам обработки телеметрической и внешнетраекторной информации. В последнее время оценку ЛТХ ЛА рассматривают только с точки зрения алгоритмов обработки экспериментальных данных, не принимая во внимание неопределенности, связанные с участием человека в автоматизированных процессах. Предлагаемый подход связан с рассмотрением процесса оценивания ЛТХ как, в конечном счете, процесса принятия решения. Принятие рассматриваемого класса решений организуется в виде многоэтапной человеко-машинной процедуры, отдельные этапы которой схожи между собой в общих чертах и в тоже время в деталях могут отличаться друг от друга.

### **Structural properties and statistical models for solving the problem evaluation of performance of aircraft**

Bayramov K.R., Bayramov R.K., Sivkov M.A., Smirnov A.D.

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great,  
Moscow

It is shown that the combined use of in practice flight test methods estimation theory and the theory of statistically unreliable solutions can improve the accuracy of the estimation of performance of aircraft in the presence of noise and a small amount of experimental data.



When experimental development is not always possible to achieve the required quality of the aircraft. Obtained at the time of completion of the tests the aircraft estimate of the accuracy of shooting is not supported by the estimates obtained as a result of start-ups on the stage of the application for its intended purpose.

In terms of methodology, such differences are due to the contradiction between the fact that the task of evaluating the characteristics of reliability and accuracy objectively belong to the class of ill-posed problems and historically approach to addressing them based on classical methods of probability theory and mathematical statistics.

At the current stage of technology development ground tests and flight volumes of special types of tests reduced to the limit. This means that the correlation estimation problems of performance perspective of aircraft to the class of ill-posed problems has been steadily and determines the approach to theoretical studies on the establishment of appropriate procedures.

Amount of testing of aircraft in flight testing is determined by the required reliability assessments of performance. Confidence in the assessment of performance, in turn, determines the attire of aircraft required to accomplish the task. Given the fact that, due to financial problems, increase the number of test launches impossible, conducted research on the development of a novel technique in order to be able to use in the assessment of performance results launches conducted in different geophysical conditions, these posters, factory and other tests and evaluations of individual components of dispersion obtained after processing and telemetry-trajectory information. Recently, evaluation of performance of aircraft is considered only in terms of algorithms for processing the experimental data, without taking into account the uncertainties associated with the participation of the person in automated processes. The proposed approach is based on the consideration of the evaluation process of performance as, ultimately, the decision making process.

Decision-making processes in a variety of complex human situations is the object of attention and study a wide range of sciences. In the process of decision-making procedures usually distinguish the formulation of objectives, indicators chosen to target achievement (criteria), the synthesis of possible alternatives to the behavior and selecting the most rational. In recent years, the object of the study were complex systems, which are characterized by a large responsibility for decisions, as well as a high degree of uncertainty in the environment

## **Проектирование панелей и стыков кессона крыла из композиционных материалов**

Солошенко В.Н.

МАИ, г. Москва

Технология изготовления соединений для металлических конструкций самолета к настоящему времени хорошо отлажена. Виды разрушения соединений композитных элементов практически эквивалентны тем, которые имеют место для металлических соединений, но поведение композитных материалов отличается от поведения аналогичных металлических соединений в силу следующих причин:

- относительно высокой уязвимости материала, связанной с высокой концентрацией напряжений на границах отверстий;
- расслоения композита в поперечных направлениях ввиду его слоистой структуры и т.д.
- неоднородности свойств композита и особенностей его взаимодействия с металлическим крепежом, значительно отличающегося от взаимодействия крепежа с металлом. [1]

Цель работы. Разработка методики проектирования конструкции кессона крыла, изготовленного из композиционных материалов, в зоне стыка с центропланом.

Задачи исследования. Для заданной конструктивно-силовой схемы кессона крыла из композиционных материалов, при известных расчетных нагрузках, определить конструктивные параметры панелей и стыка ОЧК с центропланом при которых обеспечивается минимум веса конструкции и удовлетворяются ограничения, связанные:

- с нормами прочности и жесткости;
  - с ресурсом конструкции;
  - с физико-механическими свойствами композиционных материалов;
  - с технологией изготовления конструкции.
- Результаты работы:
- Предложена методика проектирования стыка кессона ОЧК с центропланом, основанная на мультидисциплинарном подходе.
  - Проведены параметрические исследования по проектированию различных конструкций панелей и стыков кессона ОЧК с центропланом. На основании выполненных исследований даны рекомендации по рациональному проектированию стыков новых авиационных конструкций из композиционных материалов.

Список литературы

1. В. И. Гришин, А. С. Дзюба, Ю.И. Дударьков. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. - М.: Физматлит, 2013.

### **Designing Composite Panels and Wing Box Joints**

Soloshenko V.N.

MAI, Moscow

At the present moment the technology of manufacturing joints for the airplane metal constructions has been sufficiently developed. Types of destruction of joints of the composite elements are practically equivalent to the destruction of metal joints, however the reactions of composite materials significantly differ from the reactions of their metal analogues due to the following reasons:

- Relatively high vulnerability of material caused by high concentration of stress at slot edges;
- Transverse delamination of composite material caused by its layer structure;
- Heterogeneous composite material characteristics and specifics of its interaction with metal fasteners which is sufficiently different from the interaction of fasteners with metal.

The paper is aimed at elaborating the methodology of design of the composite material wing box construction and wing center section joint.

Research goals. For the given constructive-strength scheme of the composite wing box under the defined calculated load the present paper aims to define the constructive parameters of panels and joints of outer wing with the wing center section which ensure the minimal weight of the construction and fulfill the following requirements:

- Norms of strength and toughness;
- Construction service life;
- Physical-mechanical characteristics of composite materials;
- Technology of the construction manufacturing.

Achieved results:

- On the basis of multidisciplinary approach the methodology of designing the composite material wing box construction and joints of outer wing with the wing center section was proposed.
- Parametrical research of designing various constructions of panels and joints of outer wing with the wing center section was conducted. Following the conclusions of the research recommendations for rational design of joints of the new aircraft composite constructions were given.

## **Управление контролепригодностью авиационных систем на стадии проектирования**

Спиридонов И.Б.

Корпорация «Иркут», г. Москва

Процесс управления контролепригодностью авиационных систем на стадии проектирования включает в себя этапы моделирования контролепригодности, расчета и анализа показателей; сравнения рассчитанных значений показателей с заданными требованиями, корректировки проектных решений.

С целью автоматизации управления контролепригодностью авиационных систем на этапах проектирования разработана функциональная модель производственной системы для решения задачи «Анализ контролепригодности» с использованием методологии IDEF (ICAM Definition). Модель описывает процессы производственной системы по реализации контролепригодности, как свойства системы, как она управляется, какие сущности преобразует и какие средства использует для решения основной задачи, определяет необходимые потоки информации, средства управления процессом, ресурсы и требования к программному обеспечению для решения данной задачи.

Реализация методик расчета и анализа контролепригодности требует внедрения автоматизации в процедуры анализа. Это связано с необходимостью обработки большого объема исходной информации для производства расчетов, обработки результатов с учетом большого количества критериев оценки контролепригодности в процессе анализа.

С целью реализации требований к анализу контролепригодности, как части процесса проектирования создано специализированное программное обеспечение в котором реализованы функции:

- расчет основных показателей контролепригодности агрегатов и функциональных систем самолета;
- ранжирование показателей контролепригодности агрегатов, функциональных систем, самолета в целом по уровням критичности отказов;
- выявление скрытых отказов компонентов функциональных систем самолета;
- сравнение расчетных и заданных по ТЗ значений показателей контролепригодности;
- выдача рекомендаций по корректировке проектных решений для оптимизации встроенных средств контроля (ВСК), реализующих функцию контроля в системе.

## **Testability control of aircraft systems on the design stage**

Spiridonov I.B.

Irkut Corporation, Moscow

The process of testability control on design stage includes testability modeling, calculation and analysis of indices, comparison of the calculated values with the specified requirements, correcting project decisions.

The functional model of production system, for solution of the problem «Testability Analysis» with IDEF (ICAMDefinition) methodology, to automate testability control on design stages was developed. The model described processes of production system in testability realizing as system quality, its managed, what it transformed and used for solving the main problem.

Implementation methods of calculation and testability analysis, requires the introduction of automation in the analysis procedure. It depends of necessity to processing with large amount of initial information for production of calculations, processing results taking into account with a lot of testability criteria evaluations in analysis process.

To realize testability analysis requirements as a part of design process, special software was create.

Software functions are:

- basic testability indices calculation;
- ranking of testability indices by failure critically level;
- latent failures detection method;
- calculated and specified in TRS testability indices comparison;
- issuance of recommendations for the adjustments to the design decisions to optimize BITE, that perform control function.

### **Исследования безопасности и энергетической эффективности различных архитектур системы рулевых приводов более электрического самолета**

Кувшинов В.М., Халецкий Л.В., Стеблинкин А.И.,

Ерофеев Е.В., Скрябин А.В.

ЦАГИ, г. Жуковский

Работа посвящена исследованию перспективных архитектур исполнительной части системы управления более электрического самолета (БЭС). Основной целью работы является разработка и верификации архитектуры системы рулевых приводов (СРП) ближне-среднемагистрального самолета (БСМС), которая:

- соответствует требованиям безопасности полета согласно авиационным правилам АП 25, либо превосходит их;

- позволяет снизить суммарный вес СРП и реализует более рациональное использование энергии на борту самолета.

По предварительным оценкам использование новой архитектуры при проектировании систем рулевых приводов должно привести к повышению топливной эффективности БСМС на 8÷10%.

В настоящее время существует две технологии, за счет внедрения которых возможно проведение электрификации СРП. Это технологии рулевых приводов с электрическим энергопитанием: электромеханических (ЭМП) и электрогидростатических (ГСРП).

На текущем уровне развития данные технологии обладают меньшей удельной мощностью (полезная мощность на единицу массы агрегата) по сравнению с традиционными электрогидравлическими приводами. ЭМП в настоящее время не соответствуют требованиям по надежности исполнительного устройства, что подтверждается темпами внедрения приводов данного типа в первичную систему управления. Кроме того, оба вида приводов приводят к повышенному тепловыделению в области их установки и области установки силовой аппаратуры.

Предварительный анализ показывает, что простая замена существующих ЭГРП на электрические в рамках традиционных архитектур выигрыш в весе не обеспечит. Электрификацию СРП целесообразно проводить путем пересмотра классических архитектур СРП с постепенным переходом на архитектуру с использованием исключительно автономных электрических приводов по мере развития данных технологий.

В исследовании получены оценки весовой эффективности и вероятности потери трех каналов управления (путевого, продольного и поперечного) для четырех архитектур СРП с использованием электрических приводов. Для случая использования архитектуры типа «электрическое крыло» предложен пересмотр алгоритмов управления креном самолета путем переноса управляющих воздействий с элеронов на дифференциально отклоняемый руль высоты.

**Safety & energy efficiency research on  
advanced flight control actuation systems for more electrical aircraft**  
Kuvshinov V.M., Khaletsky L.V., Steblinkin A.I., Erofeev E.V., Skryabin  
A.V.

TsAGI, Zhukovsky

The research is focused on advanced flight control actuation system (FCAS) architectures for more electric aircraft (MEA). The main goal of the project is to develop and verify new FCAS architecture for MEA which:

- Satisfy the current level of flight safety requirements (FAR/CS-25) or exceed it;

- Allows to reduce overall weight of the FCAS and to implement more economical energy utilization onboard.

As the result, the new architecture should lead to fuel efficiency growth by 8-10% for short/mid range passenger aircraft.

There are two technologies on the market which make FCAS electrification possible. These are electrical actuation technologies: electromechanical (EMA) and electrohydrostatic (EHA). But both of the technologies have less power-to-mass ratio (at actuator level) in comparison to traditional electrohydraulic actuators at the present level of its development. EMA doesn't correspond to the safety & dynamics requirements to be installed in the primary flight control system, which is proved by the current intensity of its implementation in perspective FCAS. In addition both of them bring lots of heat dissipation issues in the installation area.

Preliminary analysis shows the absence of weight saving obtained by replacement of electrohydraulic actuators with electrical ones within the scope of traditional architecture. Reasonable FCAS electrification should be done by revision of classical architectures with step by step implementation of electric actuators into new types of architectures as EMA & EHA technologies improves.

There are several types of FCAS architectures presented:

- classical (for short/mid range passenger aircraft) architecture with 3 hydraulic systems as the start point of FCAS electrification;
- “traditional” more electric architecture used on A380, A400, A350;
- advanced more electric architectures with one or two groups of local hydraulic systems including ones with pressure and flow rate adaptation to current hinge moments and rudder velocities;
- «electric wing» architecture.
- «all electric» architecture used on F-35B as one possible version of total FCAS electrification.

Preliminary estimations of control channels fault probability and weight/energy savings with the proposed architectures implementation are shown. Roll control algorithms revision is suggested for the «electric wing» architecture, e.g. it can be done by transferring control signals from ailerons to differential elevator.

### **Исследование аэродинамических характеристик неоперённых корпусов дирижаблей при их движении через восходящую воздушную струю**

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

Проведено численное исследование аэродинамических характеристик неоперённых корпусов дирижаблей с круговым и эллиптическим

поперечным сечением при их движении через восходящую воздушную струю, ось которой была перпендикулярна продольной оси корпуса дирижабля. Решение задачи осуществлялось с помощью программного комплекса Ansys Fluent 15 (лицензия № 00632255).

Моделирование обтекания и расчет аэродинамических характеристик корпусов дирижаблей с удлинением  $\lambda = 4,5$  были выполнены при скорости поступательного движения дирижабля  $V = 18.056$  м/с, осевой скорости струи  $U_m = 10.67$  м/с, числе Рейнольдса  $Re = 5.6 \times 10^6$  и постоянном угле атаки корпуса  $\alpha = 0$ . Ширина струи в ее начальном сечении на границе счетной области была равна двойной длине корпуса дирижабля. При изменении поперечного сечения корпуса его объем и длина оставались постоянными. Течение в окрестности корпуса предполагалось турбулентным.

В результате расчетов выявлены особенности обтекания и распределения сил давления и сил трения по корпусам дирижабля, получены величины коэффициентов локальных и суммарных аэродинамических продольной силы, нормальной силы, а также момента тангажа корпусов дирижаблей при их движении через восходящую воздушную струю. В частности найдено, что изменение формы поперечного сечения корпуса практически не влияет на характер протекания по продольной координате, характеризующей положение корпуса в струе, коэффициентов указанных суммарных сил и моментов.

### **Numerical investigation of the aerodynamic characteristics of a tailless airship during motion through the ascending airstream**

Ta Xuan Tung, Semenchikov N.V.  
MAI, Moscow

A numerical investigation of the aerodynamic characteristics of a tailless airship with both circular and elliptical cross-sections, during motion through the ascending airstream, the axis of which is perpendicular to the longitudinal axis of the airship, has been conducted. The solution to this problem was obtained using the ANSYS FLUENT 15.0 software package (license number: 00632255).

Modeling of the flow and calculation of the aerodynamic characteristics of the airship's hull with elongation of  $\lambda = 4.5$ , were carried out with the translational velocity of the airship,  $V = 18.056$  m/s, axial velocity of the stream,  $U_m = 10.67$  m/s, Reynolds number,  $Re = 5.6 \times 10^6$  and the constant angle of attack of the hull,  $\alpha = 0$ . The width of the stream in its initial cross section on the border of the computational domain was equal to twice the length of the hull of the airship. In changing the cross-section of the hull, it's



volume and length remained constant. Flow in the vicinity of the hull was assumed to be turbulent.

The results of the calculations revealed the characteristics of the flow and the distribution of the pressure forces and friction forces on the hull of the airship. The values of the local and resultant aerodynamic longitudinal forces, normal forces and pitching moment of the hull of the airship during motion through the ascending airstream were obtained. In particular, it was found that variation in the hull cross-section practically had no effect on the character of the change of the coefficients for these resultant forces and moments in the longitudinal coordinate, which characterizes the position of the hull in the stream.

### **Крейсерский полет самолета в условиях турбулентности**

Маркин Н.Н., Тажетдинов Р.Р.

МАИ, г. Москва

В условиях грозы и при сильной турбулентности имели место попытки преодолеть опасные участки маршрута на высоте статического потолка. Анализ авиакатастроф самолетов Ту-154 22 августа 2006 года при выполнении рейса Анапа-Пулково и самолёта А330 в ночном трансатлантическом рейсе из Рио-де-Жанейро в Париж 31 мая 2009 года, показал, что полет на высоте статического потолка опасен выходом на режим сваливания.

Исследование динамики полета на высоте статического потолка позволяет определить типичные факторы, влияющие на безопасность полета. При наборе высоты величина скоростного напора уменьшается за счет уменьшения давления на высоте и уменьшения скорости, вызванной проекцией силы тяги на вектор скорости при наборе высоты.

Второй фактор, вызывающий уменьшение скорости при полете в турбулентной атмосфере, связан с нелинейной зависимостью коэффициента лобового сопротивления от угла атаки. При одинаковом увеличении угла атаки из-за восходящего порыва и уменьшении его при нисходящем порыве величина приращения силы лобового сопротивления будет различной. Для квадратичной поляры самолета лобовое сопротивление будет увеличиваться больше на участках восходящих порывов, чем уменьшаться на участках нисходящих порывов. Это приведёт к тому, что при прохождении через область с равной нулю средней скоростью вертикальных порывов итоговая величина силы сопротивления будет тормозящей, даже если никаких особых явлений не возникает. Такое усреднённое падение скорости в реальных полётах предупреждают добавлением режима работы двигателей.

Уменьшение приборной скорости на высоте статического потолка потребует увеличения угла атаки для балансировки силы притяжения аэродинамической подъемной силой. Дополнительное увеличение угла атаки при сильных вертикальных порывах ветра приведет к повышению угла сваливания и срыву потока на крыле.

Срыв потока при подходе к сваливанию приводит обычно к тряске самолёта из-за попадания завихрений с крыла на горизонтальное оперение. Эта предупредительная тряска, однако, может не быть достаточно сильной на самолетах с автоматической системой управления, что затрудняет обнаружение экипажем опасной ситуации.

Опасность сваливания самолета на высоте статического потолка требует повышенного внимания экипажа для вывода самолета из режима сваливания в первые три секунды после возникновения срыва потока на крыле.

### **Cruise airplane in turbulence**

Markin N.N., Tazhetdinov R.R.

MAI, Moscow

In the context of thunderstorms and severe turbulence, efforts were made to overcome the dangerous sections of the route at the height of the static ceiling. Analysis of the plane crash of Tu-154 August 22, 2006 of the flight Anapa-Pulkovo and A330 aircraft in night transatlantic flight from Rio de Janeiro to Paris May 31, 2009, showed that the flight at an altitude of static ceiling dangerous access to the stall mode.

Study of the dynamics of flight at an altitude of static ceiling to determine the typical factors affecting the safety of the flight. During the climb the value of the dynamic pressure is reduced by reducing the pressure on the height and speed reduction caused by the projection of the traction force on the velocity vector of the climb.

The second factor causing the decrease in speed when flying in turbulent atmosphere, associated with the nonlinear dependence of the drag coefficient on the angle of attack. For the same increase in the angle of attack due to the upward rush and decrease it when the increment downburst drag force will be different. For the quadratic drag polars aircraft will increase more in the areas of ascending impulses than the decrease in the areas of downbursts. This will lead to the fact that when passing through the area with zero average velocity vertical gusts total value of the resistance force is decelerating, even if no special effects do not arise.

This averaged speed drop in real flight warn adding regime of the engines. Reducing the speed of the instrument at the height of the static ceiling would require an increase in angle of attack to balance the force of gravity

aerodynamic lift. An additional increase in the angle of attack with strong vertical wind gusts would exceed the angle of stall and stall on the wing.

Stall at the approach to stall usually leads to vibration of aircraft due to hit turbulence from the wing to the horizontal tail. This precautionary shaking, however, may not be strong enough for aircraft with an automatic control system that hampers the detection crew dangerous situation.

Danger of stalling the aircraft at an altitude of static ceiling requires special attention of the crew to bring the airplane mode stalling in the first three seconds after the onset of flow separation on the wing.

### **История и перспективы применения трубчатых источников излучения при тепловых испытаниях конструкций**

Елисеев В.Н., Товстоног В.А.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Выпускаемые промышленностью наиболее мощные газоразрядные трубчатые водоохлаждаемые источники излучения типа ДТП10/200 с номинальной мощностью 15 кВт были приняты за основу для нагревательных установок для тепловых и теплопрочностных испытаний крупномасштабных образцов и элементов конструкций аэрокосмической техники при температурах до 2000...2300К. Проведенные исследования и конструкторские разработки позволили довести мощность единичного источника излучения с длиной межэлектродного промежутка 0,2 м до 100...120 кВт и создать испытательные установки, позволяющие проводить нагрев испытываемых объектов при плотности лучистого теплового потока до 3 МВт/кв.м.

В результате проведенных исследований получены исчерпывающие данные о всех необходимых для проектирования нагревательных устройств характеристиках целого ряда трубчатых газоразрядных источниках излучения, включая энергетические и ресурсные, в широком диапазоне режимов работы. Приведены примеры практической реализации испытательных установок и результаты их применения при высокотемпературных теплофизических исследованиях и тепловых испытаниях элементов конструкций.

На основе накопленного практического опыта определены наиболее перспективные области применения источников нагрева рассматриваемого типа, а именно, определение теплофизических и прочностных характеристик функционально неразрушаемых конструкционных материалов и покрытий для элементов конструкций, подвергаемых высокотемпературному нагреву в среде заданного состава или в условиях комбинированного нагрева источниками разной физической природы и теплового воздействия на конструкцию, их использование в виде отдельных нагревательных блоков в составе

стендов для наземных комплексных теплопрочностных и вибродинамических испытаний крупномасштабных моделей перспективных образцов гиперзвуковых летательных аппаратов и крупногабаритных космических конструкций.

При использовании источников излучения в нагревательных установках возникает ряд проблем, связанных с объективным определением параметров нагрева, в частности температуры поверхности, а для крупногабаритных объектов – поля температур на нагреваемой поверхности. Рассмотрены некоторые подходы и примеры практической реализации регистрирующих устройств, использованные при проведении тепловых испытаний элементов конструкций.

### **History and prospects of the application of tubular radiation sources in thermal testing**

Eliseev V.N., Tovstonog V.A.  
BMSTU, Moscow

Installations for the thermal testing of large scale samples and structural elements of aerospace objects at temperatures up to 2000-2300 K were created based on the most powerful commercial water-cooled gas-discharge type radiation sources DTP10/200 with a rated power of 15 kW. As a result of the studies and design development, the power of a single light source with 0.2 m electrode gap was increased to 100-120 kW. The testing systems created thereby were capable of thermal testing at radiant heat flux densities of up to 3 MW/sq.m.

The studies have provided comprehensive information about the characteristics of various tubular gas-discharge radiation sources needed for the planning of heating systems. These characteristics include parameters for the energy and operating life times of the sources in a broad range of operating modes. We present some examples of actually implemented testing units and their utilization for high-temperature thermophysical research and thermal testing of construction elements.

Based on the experience, we have defined the most promising areas of application for the heat sources described above. Those include studies of the thermophysical properties and strength of functionally indestructible materials and coatings for structural components subjected to high temperatures, either in the medium of a given composition, or under the conditions of combined heating by sources of different physical nature and different thermal effects on the structure. Another important application of the heat sources is their use as separate heating blocks in ground-based testing facilities for thermal and vibrodynamic testing of large-scale models of hypersonic aero- and spacecraft objects.

Our paper deals with a variety of problems that arise when the radiation sources are used in the heating facilities. The problems are related to a reliable determination of the heating parameters, such as the surface temperatures and temperature fields on the heated surface (for large-scale objects). We present some approaches and practical examples of registration devices that are used in the thermal testing of structural elements.

**Аналитический расчет укладчика композитной смеси  
с применением программы FlowSimulation**

Скиданов С.Н., Триацкий Н.Н., Гусаркин С.Н.  
МАИ, г. Москва

Одним из самых сложных элементов установки формирования пресспакетов тормозных дисков авиационных колес является укладчик уже смешанных углеволокна и каменноугольного пека. Он должен обеспечивать равномерную укладку смеси непосредственно в прессформу. Его фильтры должны практически полностью пропускать излишний воздух из прессформы, при этом удерживать пек под укладчиком, максимальные потери не должны превышать 10% от конечного количества пека в пресспакете и быть достаточно надежным на всех этапах и режимах работы, без каких либо значимых повреждений. Поскольку в укладчик подаются материалы с воздухом достаточно большого давления, на выходе из него должен быть поток без завихрений, иначе волокно будет ложиться в прессформу неправильно, что скажется на физических свойствах конечного продукта (тормозного диска). Кроме того внутри самого укладчика не должно быть слишком больших воздушных завихрений, что может привести к неравномерной укладке смеси. Задачей является определение приемлемой с точки зрения аэродинамики конструкции геометрии укладчика.

Проектирование конструкции всей установки осуществлялось с применением СГМ SOLIDWORKS. Для проведения расчетов аэродинамики применялся модуль FlowSimulation, который позволяет провести все исследования достаточно быстро и точно.

Построение расчетной сетки осуществлялось по геометрической модели укладчика с уплотнением сетки в зонах смешения углеволокна с угольным пеком и в местах подачи полученной смеси в зону укладки.

Расчеты, проведенные для различных вариантов расположения эжекторов по общей высоте, а также по высоте относительно друг друга. Кроме того расчеты проводились для различных вариантов выходного сечения готовой смеси.

Проведенные расчеты позволили предварительно осуществить выбор расположения эжекторов подачи углеволокна и подобрать рациональное сечение на выходе смеси.

По результатам расчетов была утверждена модель укладчика, которая отвечает всем требованиям, которые к нему представлены. В ходе расчетов было выявлено множество явлений, объясняющие недостатки предыдущей модели укладчика. Отмеченные недостатки учтены в процессе создания промышленного образца укладчика созданной установки.

Для проверки точности расчетов с применением программы FlowSimulation были проведены эксперименты, в ходе которых замерялись массовые расходы воздуха на реальном установке и полученные данные сравнивались с расчетными. Погрешность расчетов не превысила 7%.

### **Analytical calculation of the stacker of a composite compound using the FlowSimulation program**

Skidanov S.N., Triadsky N.N., Gusarkin S.N.  
MAI, Moscow

One of the most difficult elements of installation of formation of press packets of brake disks of aviation wheels is the stacker already the mixed carbon fiber and coal-tar pitch. It shall provide uniform laying down of a compound directly in the press form. Its filters shall pass almost completely excessive air from the press form, thus retain pitch under the stacker, the maximum losses shan't exceed 10% of finite number of pitch in a press packet and to be rather reliable at all stages and operation modes, without any significant damages. As in the stacker materials with air of rather big pressure move, on an output from it there shall be a flow without turbulences, differently the fiber will lay down in the press form incorrectly that will affect physical properties of the final product (a brake disk). Besides in the stacker there shan't be too big air turbulences that can lead to non-uniform laying down of a compound. The task is determination of the construction of geometry of the stacker accepted from the point of view of aerodynamics.

Design of construction of all installation was carried out using SGM SOLIDWORKS. The FlowSimulation module which allows to conduct all researches quickly enough and precisely was used to carrying out calculations of aerodynamics.

Creation of an estimated grid was carried out on geometrical model of the stacker with multiplexing of a grid in zones of mixing of carbon fiber with carbon pitch and in places of submission of the received compound in a laying down zone.

The calculations which are carried out for different options of layout of ejectors on the general height and also for height relatively each other. Besides calculations were carried out for different options of output section of a ready compound.

The carried-out calculations allowed to realize beforehand a choice of layout of ejectors of submission of carbon fiber and to pick up rational section on a compound output.

By results of calculations the stacker model which meets all requirements which to it are provided was approved. During calculations it was revealed the set of the phenomena explaining shortcomings of the previous model of the stacker. The marked shortcomings are considered in the course of creation of an industrial sample of the stacker of the created installation.

For check of accuracy of calculations using the FlowSimulation program experiments during which mass air flow rates on real to installation were measured and data retrieved were made were compared to the estimated. The error of calculations didn't exceed 7%.

### **Алгоритм автоматического увода от столкновения при полете группы самолетов**

Фомичев И.Д.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось исследование алгоритмов и методов, направленных на повышение безопасности группового полета, а так же разработка автоматизированной системы управления, основная функция которой заключается в анализе относительного движения самолетов группы на основе информации с бортовых навигационных систем с целью оценки вероятности столкновения самолетов группы в зависимости от ранга самолета, формирования оптимальной (рациональной) траектории увода от столкновения и следования ей в автоматическом режиме.

Первым этапом разработки являлось создание имитационной модели полета группы самолетов, позволяющей моделировать формирование опасной ситуации и отрабатывать алгоритмы управления в различных режимах полета. При этом были использованы модели с расширенным объектом управления, реализующие изменение параметров модели в зависимости от режима полета. Модель полета группы самолетов позволяет получать параметры относительного положения самолетов группы во всем диапазоне применения авиационного комплекса. С моделью реализуется два алгоритма траекторного управления, позволяющие выдерживать в автоматическом режиме заданное положение ведомого самолета относительно ведущего и обеспечивать увод от столкновения.

Второй этап включает в себя решение задачи обеспечения безопасности путем вычисления оптимальной по заданному критерию качества траектории движения взаимодействующего самолета. Траектория минимизирует среднеквадратическое отклонение ошибки прогнозирования, вычисленной по текущей оценке вектора состояния на интервале работы алгоритма. Данная вычисленная траектория вместе с оценкой отклонения ошибки прогнозирования траектории определяет статистическую область расположения взаимодействующего самолета, что представляется в виде трехмерного Гауссового распределения. Алгоритм оптимального управления движением обеспечивает формирование программной оптимальной траектории увода от данной зоны и обеспечение следования в автоматическом режиме данной траектории. Решение данной задачи оптимального управления выполняется численно градиентным методом.

Результатом выполненной работы является алгоритм управления, формирующий траекторию безопасного увода от столкновения.

### **Algorithm of automatic collision avoidance maneuver in a group flight**

Fomichev I.D.

MAI, Moscow

The aim of this paper is to study algorithms and methods which are developed to improve safety of group flight by using automatic control system. Forming optimal (rational) avoiding collision trajectory and automatic following it with an estimation of collision probability in respect with the plane rank by relative position analysis are the main function of the automatic control system.

First stage of the development is devoted to the creation of a group flight model which can be used to test any control algorithm and is capable to interpret an imitation of collision of planes in group. Extended plane dynamic model capable to adjust its parameters to flight conditions was used in development. Group flight model is capable to collect data about relative positions of planes in group at all the range of plane employment. The model consist two algorithms which realize both an automatic position tracking and collision avoidance maneuver.

Second stage of development includes solving the problem of safety of group flight by calculating the trajectory that satisfies to chosen moving trajectory quality criterion. Trajectory minimizes the prediction error mean-square deviation calculated by current estimation of a state vector at the algorithm work interval. Presence statistical range of the cooperated group plane is defined both by calculated trajectory and the prediction error deviation estimation. This statistical range is presented by three-dimensional Gaussian distribution. Optimal control moving algorithm allows both forming



program optimal trajectory of avoiding the latter zone and following the trajectory in automatic mode. Solution of this problem is a numerical one and accomplished by gradient method.

Result of presented in this paper work is the control algorithm forming trajectory of safe collision avoidance maneuver in group flight.

### **Пути решения проблем разработки и применения оптических имитаторов наземной объектовой обстановки систем конечного наведения**

Кислицын Ю.Д., Хисматов И.Ф.  
ГосНИИАС, г. Москва

В настоящее время актуальны вопросы совершенствования методов полунатурного моделирования современных оптико-электронных систем конечного наведения (СКН), применяемых как с целью решения исследовательских задач, сопровождающих процессы разработки СКН, так и задач наземных испытаний СКН, качество проведения которых во многом определяет успешность летных экспериментов.

Основным элементом комплекса полунатурного моделирования СКН является оптический имитатор объектовой обстановки, представляющий из себя испытательное оборудование, предназначенное для воспроизведения параметров потоков оптического излучения сюжетов, содержащих объекты интереса, на входном зрачке СКН. В докладе рассматриваются принципы построения оптических имитаторов объектовой обстановки, функционирующих в видимом, ближнем, среднем и дальнем ИК диапазонах, и их функциональные схемы. Обосновывается их функциональная структура как аппаратно-программных комплексов, способных решать задачи оценки качества алгоритмов автоматического распознавания и сопровождения объектов интереса во всех режимах применения, включая автономный.

Приводится описание схемы построения коллиматорного проекционного устройства. Исходя из характеристик оптико-электронных трактов разрабатываемых в настоящее время СКН, обосновывается потребный состав модельного ряда оптических имитаторов.

Формулируются пути решения основных проблем создания коллиматорных проекционных устройств оптических имитаторов фоноцелевой обстановки. К числу наиболее важных проблем относятся:

- обеспечение класса точности оптических компонентов на порядок выше класса точности компонентов оптических систем СКН;
- необходимость привлечения организаций, специализирующихся на разработке компонентов инфракрасных систем;

- необходимость проведения метрологической экспертизы разработки;
- необходимость аттестации как испытательного оборудования;
- высокая стоимость оптических компонентов.

Формулируются пути решения основных проблем применения оптических имитаторов в составе КППМ.

Предлагается перечень средств измерений и оборудования для осуществления метрологической аттестации оптических имитаторов объектовой обстановки СКН как основного инструментального средства повышения достоверности и обоснованности результатов их испытаний.

### **Ways of solving development and application problems of optical imitators of ground-based object situation final guidance systems**

Kislitsyn Yu.D., Khismatov I.F.

GosNIIAS, Moscow

Currently, the development issues of modern electro-optical final guidance systems (FGS) HIL methods are used both to solve research problems and problems of ground tests FGS are actual.

The main element of the complex HIL FGS is an optical imitator of object situation, representing test equipment for playback flow parameters of sceneoptical radiation containing objects of interest on the entrance pupil of the FGS. The report discusses the principles of optical imitators of object environment, operating in the visible, near, middle and far infrared regions, and their functional circuits. Explains their functional structure as hardware and software systems capable of solving the problem of estimating the quality of algorithms for automatic detection and tracking of objects of interest in all modes of application, including self-contained.

We present the description of the collimator projection device circuits. Based on the characteristics of currently being developed FGS electro-optical paths substantiates of the optical simulators lineup.

We formulate ways of solving the main problems of creating the collimator optical projection simulators of target environment device. Among the most important issues are:

- ensuring of accuracy class of optical components on the order above of accuracy class of optical components final guidance systems;
- the need to involve organizations, specializing in the development of infrared systems components;
- the need for metrological examination of design;
- the need for certification as test equipment;
- The high cost of the optical components.

We formulate ways of solving the main problems of application of optical simulators in the HIL complex.

We propose a list of measuring instruments and equipment to carry out metrological certification of optical imitators of object situation final guidance systems as the main tool to improve the reliability and the reasonableness of the test results.

### **Полет самолета в условиях обледенения**

Маркин Н.Н., Чебанов П.С.

МАИ, г. Москва

Мировая статистика показывает, что число летных происшествий, возникающих из-за опасных воздействий внешней среды, достигает 25-30% от общего количества летных происшествий. Среди различных погодных воздействий на самолет наибольшую опасность представляет обледенение. Ежегодно в авиации общего назначения происходят десятки тяжелых летных происшествий из-за обледенения. Поэтому исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики гражданских самолетов является важной задачей, решение которой в значительной степени увеличит безопасность и регулярность полетов.

Для обеспечения необходимого уровня безопасности полетов самолетов в условиях обледенения необходимо определить влияние льда, образующегося на планере самолета, на его аэродинамические характеристики и выявить особенности динамики полета. Это позволит заранее разработать требования к противообледенительной защите и выдать рекомендации по защите самолета от обледенения.

Существенные изменения аэродинамических характеристик происходят при обледенении несущих поверхностей планера самолета. С точки зрения аэродинамики, накопление льда на крыле и оперении вызывает прирост сопротивления, понижает максимальную подъемную силу и угол сваливания, и увеличение потребного угла атаки. На основе исследований, проведенных в ЦАГИ, определено влияние формы и размеров льда на аэродинамические характеристики самолета при различных режимах полета в условиях обледенения.

Исследуется влияние льда на взлетно-посадочные характеристики самолета. Максимальное изменение аэродинамического качества, коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления достигает 35÷40%. В результате обледенения летно-технические характеристики самолета ухудшаются на 17÷20%. Отказ от обработки планера противообледенительной жидкостью создает предпосылки для авиационного происшествия на этапе взлета.

Увеличение лобового сопротивления приводит к опасности потери устойчивости на вторых режимах полета при отрыве от взлетно-посадочной полосы. Возникает риск превышения потребной тягой для

полета с обледеневшим крылом тяги силовой установки в момент отрыва от ВПП, что приведет к потере скорости и столкновению с землей.

### **Flying an airplane in icing conditions**

Markin N.N., Chebanov P.S.

MAI, Moscow

World statistics show that the number of air accidents that occur due to the dangerous effects of the environment, as high as 25-30% of the total number of air accidents. Among the various effects of weather on aircraft icing is the greatest danger. Every year in the general aviation there are dozens of heavy flight accidents due to icing. Therefore, study of the effect of icing on the aerodynamic characteristics of civil aircraft is an important task that greatly enhance the safety and regularity.

To ensure the required level of safety of aircraft in icing conditions is necessary to determine the effect of ice formed on the airframe, its aerodynamic performance and to identify features of the dynamics of flight. This will advance to develop requirements for anti-icing protection and to give recommendations for the protection of aircraft icing.

Significant changes occur in the aerodynamic characteristics of airfoil icing airframe. In terms of aerodynamics, the accumulation of ice on the wing and tail causes the increase of resistance, reduces the maximum lift and stall angle, and an increase of required angle of attack. On the basis of studies conducted in CAGI, determined the effect of shape and size of the ice on the aerodynamic characteristics of the aircraft at various flight conditions in icing conditions.

Examines the impact of ice on takeoff and landing characteristics of the aircraft. The maximum change in aerodynamic efficiency, the lift coefficient and the drag coefficient is 35 ÷ 40%. As a result of icing flight characteristics of the aircraft deteriorated by 17 ÷ 20%. Refusal of treatment airframe icing fluid creates the preconditions for an accident on take-off.

Increased drag leads to the danger of loss of stability in the second flight conditions in the separation from the runway. There is a risk of exceeding the necessary power for a flight with an icy wing thrust of power plant at the time of separation from the runway, resulting in a loss of speed and collision with the ground.

## **Основные способы обеспечения безопасности экипажей легкомоторных самолетов в аварийных ситуациях**

Шибанов В.Ю.

НПП «Звезда», Московская обл., п. Томилино

Ежегодно в мире происходит до нескольких десятков авиационных катастроф с легкомоторными самолетами. Одним из традиционных способов спасения членов экипажей таких самолетов в критической ситуации является самостоятельное покидание летательного аппарата (ЛА) с использованием индивидуальных парашютов. Однако при всей своей простоте этот способ имеет свои очевидные недостатки, и поэтому следует рассмотреть другие возможные способы повышения безопасности экипажа ЛА в аварийной ситуации.

Первым из них является применение амортизационной системы, обеспечивающей, совместно с системой кресельной фиксации, защиту от ударных перегрузок при аварийной посадке. Эта система является практически обязательной для большинства современных ЛА, однако не гарантирует спасение членов экипажа в случае развития катастрофической ситуации на всем протяжении полета.

Другим вариантом спасения экипажа является парашютная система с ее принудительным вводом, предназначенная для безопасного приземления всего легкомоторного ЛА. Такие системы хорошо подходят для обеспечения безопасности легких многоместных ЛА, однако также не позволяют гарантировать спасения членов экипажа во всем диапазоне применения ЛА.

Еще одним средством обеспечения безопасности в аварийной ситуации является применение системы принудительного покидания. Их использование особенно актуально для легких спортивных самолетов, а также легкомоторных самолетов двойного назначения. Ведущим отечественным разработчиком и производителем таких систем является ОАО «НПП «Звезда». В рамках настоящего доклада представлены основные принципы работы и особенности применения современных средств аварийного покидания низкоскоростных ЛА, в том числе:

- облегченных КК традиционной схемы;
- реактивно-парашютных систем;
- сверхлегких катапультных систем с различными принципами ввода в поток спасательного парашюта члена экипажа.

Таким образом, на ОАО «НПП «Звезда» к настоящему времени создан широкий ряд систем аварийного покидания, которые могут с успехом применяться на летательных аппаратах как гражданского, так и военного назначения.

## **The main means to ensure safety of light aircraft crews in emergency situations**

Shibanov V.Yu.

RD&PE “Zvezda”, Tomilino

Every year several dozens of light aircraft accidents take place all over the world. One of the traditional means to save aircrew members in emergency situation is self-supported escape from the aircraft with individual parachutes. However, for all its simplicity, this method has some obvious disadvantages, for this reason we should consider other possible means to ensure higher safety of aircrews in emergency situations.

The first of such means is an energy absorption system, which, in conjunction with the seat restraint system, provides protection against shock loads during emergency landing. This system is practically mandatory for most modern aircraft, but does not guarantee the aircrew survival in the event of a catastrophic situation development throughout the flight.

The second means to ensure the aircrew safety is a parachute system with forced deployment, designed for a safe landing of the entire light aircraft. Such systems are well suited for a multi-seater aircraft, but they also do not guarantee the aircrew safety within the entire range of the aircraft operation.

Still another means to ensure the aircrew safety in emergency situation is a forced ejection system. Its application is especially important for light sport aircraft, and light dual-purpose airplanes. The leading national designer and manufacturer of such systems is JSC “RD&PE “Zvezda”. This report presents basic principles of operation and application specifics of modern emergency escape systems intended for low-speed aircraft including as follows:

- conventional light-weight ejection seats;
- rocket-assisted parachute systems;
- ultralight ejection systems with different principles of input into the airflow of the crew member’s rescue parachute.

Thus, JSC “RD&PE “Zvezda” has developed a wide range of emergency escape systems that can be successfully used in any civil and military aircraft.

## **Численное моделирование для определения усталостных характеристик на ранних стадиях проектирования**

Басинов М.Е., Касумов Е.В., Шувалов В.А.

КНИТУ-КАИ, КВЗ, г. Казань

Основная цель данной работы – предварительная оценка усталостных характеристик механической системы летательного аппарата (ЛА) на ранних стадиях ее проектирования до получения опытного образца.

В данной работе, при проектировании механической системы предлагается до появления опытного образца использовать

аналитический метод оценки усталостной прочности конструкции. Исходными для расчета данными будут законы изменения нагрузок и напряжений, которые определяются с применением метода конечных элементов (МКЭ). В этом случае инструментом для снижения общего уровня напряжений, уменьшения количества концентраторов и сглаживания перепадов поля распределения напряжений будут методы поиска рациональных конструктивных параметров. Устранение концентраторов и сглаживание поля напряжений улучшает характеристики усталостной долговечности, которые количественно можно оценить на основании кривых усталости для образцов применяемых в конструкции материалов. Применяется несколько методов поиска рациональных конструктивных параметров.

Первый алгоритм решения задачи представляет собой следующую последовательность действий. Изначально толщины конструкции задаются постоянными. Первоначально заданный объем материала в процессе итерационных пересчётов считается неизменным. После статического расчета заданный первоначально объем материала перераспределяется в зависимости от величины удельной энергии упругих деформаций в различных местах конструкции путем изменения значений толщин в узлах расчетной конечно-элементной сетки. Реализован также второй вариант пересчёта толщин. В нём изначально задается максимальное значение уровня напряжений в конструкции, а также минимально возможная толщина. В отличие от первого алгоритма, здесь от итерации к итерации объем материала изменяется в зависимости от уровня эквивалентных напряжений. После статического расчета значения толщин изменяются в узлах расчетной сетки в соответствии с отношением действующих напряжений к максимально допускаемому. Итерационный расчёт по перераспределению толщин продолжается до того момента, пока максимальное значение напряжений не достигнет заданной величины. При этом конструкция рациональна с точки зрения равномерности нагружения всех ее элементов и, как следствие, полученное в проектировочном расчете распределение толщин является рациональным с точки зрения весового совершенства.

Решение задачи определения рациональных параметров конструкции проводилось на различных типах конечных элементов и при различных вариантах нагрузок для простых примеров, реальных конструкций и их элементов.

## **Numerical simulation for determination of the fatigue characteristics on the early design stages**

Basinov M.E., Kasumov E.V., Shuvalov V.A.  
KSTU-KAI, Kazan Helicopter plant, Kazan

The main goal of this work is a preliminary assessment of the fatigue characteristics of the aircraft mechanical system in the early stages of design up to prototype production.

In this paper, the design of the mechanical system is offered to use an analytical method for estimating the fatigue strength of the structure before production of the prototype. The initial data for the calculation will be laws of change of loads and stresses, which are determined using the finite element method (FEM). In this case, search methods of rational design parameters will be a tool of decrease the overall level of stress, reducing the number of concentrators and smoothing fluctuations of stress distribution field. The elimination of concentrators and smoothing of the stress field improves the fatigue life, which can be estimated quantitatively on the basis of fatigue curves for the samples used in design of materials. Several search methods of the rational design parameters are applied.

The first problem algorithm is the following sequence of actions. Initially, the thicknesses of the structure are given as constants. The originally given volume of material in the process of iterative calculations is considered unchanged. After the static analysis the originally given volume of material is redistributed depending on the value of specific energy of elastic deformations in various construction sites by changing the thickness at the nodes of the computational grid. The second option of thickness conversion is also realized. In this option the maximum value of the stress level in the structure is initially set, as well as the minimum possible thickness. Unlike the first algorithm the volume of the material varies from iteration to iteration depending on the level of equivalent stress. After the static calculation thickness values change in the nodes of the computational grid in accordance with the ratio of actual stress to the maximum allowed stress. Iterative calculation of the thickness redistribution continues until the maximum value of the stress reaches a specified value. Thus the design is rational in terms of loading uniformity of all the elements and, as a consequence, thickness distribution resulting by the design calculation is rational in terms of the weight consummation.

Problem solving of definition of rational design parameters was carried out on various types of finite elements and in different types of loads for simple examples of real structures and their elements.



## **Особенности разработки вертолетной техники с учетом требований травмобезопасности экипажей и пассажиров**

Якушев В.С., Чунтул А.В., Завалов О.А.

МАИ, г. Москва

Проектирование авиационной техники представляет собой для команды разработчиков сложную многоуровневую задачу. На первоначальном этапе создания необходимо выбрать основные приоритеты для формирования комплексного критерия для эффективной оценки результатов работы. Одним из неотъемлемых критериев для пилотируемых, а особенно для пассажирских воздушных судов всегда будет оставаться безопасность человека. Важным элементом безопасности авиационной техники является травмобезопасность экипажей и пассажиров. Травмобезопасность характеризует летательный аппарат с точки зрения сохранения здоровья людей в процессе эксплуатации. Особенно данная характеристика важна при наступлении летных происшествий, во время которых возникают большие значения ударных перегрузок, действующих на людей внутри летательного аппарата.

Сотрудниками ведущих авиационных предприятий и научно-исследовательских институтов отрасли была проделана большая работа над созданием базы данных физиологической переносимости ударных перегрузок, инструментов оценки опасности травмирования и анализ наиболее неблагоприятных факторов воздействия на человека. Также были созданы образцы материалов и техники для решения поставленной задачи.

В настоящее время при разработке вертолетов используются нормативные документы, в которых отражены данные и рекомендации по результатам научных исследований и практического опыта эксплуатации образцов техники в реальных условиях. На различных этапах создания вертолета применяются, математические расчеты, натурные и стендовые испытания для доказательства соответствия разрабатываемого летательного аппарата заявленным требованиям перед специалистами квалификационных комиссий.

Многие аспекты травмобезопасности обеспечиваются при гармонизации техноцентрического и антропоцентрического подходов при создании летательного аппарата. Для этого необходимо четкое понимание и инструменты параметрического вычисления взаимовлияния различных характеристик вертолета и психофизиологии человека на желаемый результат. Необходим учет параметров полета на различных режимах, вероятностей возникновения тех или иных отказов, способных привести к аварийной посадке. Большое влияние также оказывает выбор оптимальных компоновочных решений внутреннего

пространства вертолетов и габаритно-жесткостные характеристики элементов интерьера.

Во время разработки вертолета всегда существует несколько вариантов решений поставленной задачи и только четкая методика способна привести к созданию эффективного летательного аппарата.

**Features of the development of helicopter technology with regard to traumatic safety of crews and passengers**

Yakushev V.S., Chuntul A.V., Zavalov O.A.

MAI, Moscow

The development of aviation technology for the engineering team is a complex multi-level task. At the initial stage of creating, need to choose the main priorities for the formation of a complex criterion for effective performance evaluation. One of the essential criteria for manned and especially for passenger aircraft will always remain human security. An important element of the security of aviation technology is traumatic safety of crews and passengers. Traumatic safety characterizes the aircraft from the point of view of preserving the health of people in the process of operation. Especially this characteristic is important in the occurrence of crashes in which there are large values of shock overload acting on the people inside the aircraft.

The members of the leading aviation companies and research institutes industry was done great work on creating a database of physiological endurance shock overloads, assessment tools, risk of injury and analysis of the most adverse factors of human exposure. Where are also created samples of materials and technology to solve the problem.

At the present time in the development of helicopters used normative documents, which describe the data and recommendations based on the results of scientific research and practical experience of the operation of the equipment in real conditions. At various stages of development of helicopter used, mathematical calculations, field and bench tests to prove compliance of the developed aircraft requirements to the specialists of qualification commissions.

Many aspects of injury prevention are provided at the harmonization technocentric and anthropocentric approaches to the development of the aircraft. This requires a clear understanding and tools for parametric calculations of the interaction of various characteristics of the helicopter and psychophysiology of crew on the desired result. It is necessary to consider the flight parameters for different modes, the probability of occurrence of certain faults, which could lead to an emergency landing. Also influenced very considerably by the choice of the optimal layout solutions internal space of helicopters and overall stiffness characteristics of the elements of the interior.

During the development of the helicopter there are always several solutions of the task and only a clear methodology can lead to the creation of the efficient aircraft.



## ГСКБ АЛМАЗ-АНТЕЙ

Открытое акционерное общество «Главное системное конструкторское бюро Концерна ПВО «Алмаз-Антей» имени академика А.А. Расплетина» (ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей») является ведущей отечественной организацией – разработчиком вооружения противовоздушной и противоракетной обороны (воздушно-космической обороны) наземного, морского и воздушного базирования.

Все образцы вооружения, созданные ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», всегда составляли основу оборонительного оружия вначале СССР, а ныне России.



## 2. Ракетные и космические системы

### 2. Rocket and Space Systems

#### **Расчетно-экспериментальный анализ процесса дистилляции в системе регенерации воды из урины СРВ-УМ**

Аракчеев Д.В., Бобе Л.С., Раков В.В.

НИИхиммаш, г. Москва

С целью обеспечения экипажа российского сегмента МКС водой в ОАО «НИИхиммаш» разработана и изготовлена система регенерации воды из урины (СРВ-УМ). В данной системе процесс извлечения воды из урины основан на методе вакуумной дистилляции с рекуперацией энергии в центробежном многоступенчатом вакуумном дистилляторе (ЦМВД). В ЦМВД дистилляция осуществляется ступенчато, при этом тепло конденсации пара используется для испарения жидкости в следующей ступени. Расход энергии на дистилляцию снижается пропорционально числу ступеней дистиллятора. Подвод тепла и его дополнительная рекуперация осуществляются в термоэлектрическом тепловом насосе (ТТН) за счет эффекта Пельтье. Отработка процесса дистилляции урины проводилась на конструкторско-технологическом макете системы (КТМ СРВ-УМ).

Многоступенчатая вакуумная дистилляция урины – процесс многофакторный. На его рабочие параметры влияют концентрация и консервация исходного продукта, температура хладагента, количество неконденсирующихся газов в ЦМВД. Так повышение концентрации упариваемой урины определяет рост температурной депрессии, неконденсирующиеся газы создают значительное сопротивление массопереносу в парогазовой фазе, отопительный коэффициент (степень рекуперации) ТТН уменьшается пропорционально увеличению разности средних температур между горячим и холодным циркуляционными контурами.

В докладе обсуждается расчетный анализ процесса дистилляции из урины и проводится его сравнение с экспериментальными данными.

#### **Calculation and experimental analysis of the distillation process in the system for water reclamation from urine (SRV-UM)**

Arakcheev D.V., Bobe L.S., Rakov V.V.

JSC NIChimmash, Moscow

The system for water reclamation from urine (SRV-UM) was designed and manufactured by JSC NIChimmash to provide the crew of the Russian segment of the ISS with water.

In this system the process of water removal from urine is based on vacuum distillation with energy recovery in a rotary multistage vacuum distiller (RMVD). The RMVD provides cascade distillation - the heat of condensation is used for evaporating liquid in the next stage. The energy consumption for distillation is reduced proportionally to the number of distillation stages. A thermoelectric heat pump (THP) provides the heating and additional recovery of heat energy due to the Peltier effect. The process of urine distillation is tried out in the research and design system mockup (KTM SRV-UM).

Multistage vacuum distillation of urine is a multifactorial process.

The concentration and chemical pretreatment of feed urine, the coolant temperature and the amount of non-condensable gases in RMVD affect its operating parameters. Thus, an increase in the concentration of urine being evaporated results in rise in temperature depression, non-condensable gases produce significant resistance to the mass transfer in the gas-vapor phase, the THP's heating coefficient decreases proportionally with an increase in the average temperature difference between the hot and cold loops.

The paper deals with the design analysis of the urine distillation process and its comparison with the experimental data.

## **Методика интеграции мобильного робота в систему внекорабельной деятельности Российского сегмента МКС**

Бабайцев Д.В.

РКК «Энергия», г. Королёв

Одной из актуальных задач практики эксплуатации и обслуживания космической техники является автоматизация и роботизация внекорабельной деятельности (ВКД). В настоящее время в мире существует и проектируется большое количество робототехнических систем (РТС) космического назначения. Опыт внедрения и эксплуатации роботов в промышленности показывает, что их эффективность определяется степенью взаимной адаптации инфраструктуры, в которой функционирует робот и самого робота.

В докладе представлена методика интеграции мобильного технологического робота в систему ВКД для оптимального выполнения операций роботом совместно с операторами в скафандре (СК) и самостоятельно, которая включает следующие этапы:

1. Анализ типа, состава и структуры системы ВКД с РТС
2. Определение параметров и алгоритмов типовых операций
3. Определение облика РТС
4. Построение параметров и алгоритмов операций РТС
5. Определение критериев оптимальности ВКД
6. Выделение альтернативных вариантов РТС

7. Построение алгоритмов совместной работы оператора в СК с мобильного робота

8. Решение многокритериальной задачи и нахождение оптимального варианта РТС, параметров приспособлений, инструмента, внешней поверхности и объектов операций

9. Оценка эффективности решения

Применение этой методики к ВКД на РС МКС позволяет в первом приближении оценить возможности повышения эффективности за счет интеграции РТС, требуемый для этого объем работ и может служить основой для дальнейшей разработки инструментального, методического и технологического обеспечения ВКД.

Системный подход к проблеме и анализ возможностей внедрения новых технологий робототехники обеспечит создание и эффективное применение РТС на РС МКС.

### **Methodology of integration mobile robot in extravehicular activity system on Russian segment of ISS**

Babaytsev D.V.

RSC "Energia", Korolev

One of the most actual purposes of exploitation and maintenance spacecrafts practice are automation and robotization of extravehicular activity (EVA). Currently in the world there and designed a large number of robotic systems (RS) for space purposes. Experience of implementation and operation of industrial robots shows that their performance determined by the degree of adaptation with infrastructure where operates the robot and the robot itself.

The report presents a methodology for the integration of mobile robot in EVA for optimal robot operations with the cosmonaut in the suit and on their own, which includes the following steps:

1. Analysis of the type, composition and structure of EVA with RTS
2. Determination of parameters and algorithms for common operations
3. Determination form of RS
4. Construction and algorithms operations RS and determination of parameters
5. Determination of optimality criteria EVA
6. Isolation alternatives RS
7. Construction of algorithms joint operator in the UK with a mobile robot
8. Decision multiobjective problem and finding the optimal variant of RTS parameters, tools, and objects of the external surface operations
9. Evaluation of the effectiveness of decision

Application of this methodology to the EVA system of Russian segment of ISS allows to evaluate opportunities to improve efficiency through the integration of RTS, evaluate required for this work, and can serve as a basis for further development of the tool, methodological and technological support EVA. Systematic approach to the problem and analysis of possibilities of new technologies of robotics ensure the establishment and effective use of the RTS on Russian segment of ISS.

### **Снижение экологического ущерба и обеспечение безаварийной эксплуатации изделий РКТ**

Беляков С.С., Гусев Е.В.

МАИ, г. Москва

Одним из важнейших показателей уровня разработки изделий ракетно-космической техники (РКТ), наряду с энергетическими и точностными характеристиками, является её безаварийная эксплуатация.

Решение этой задачи затрагивает всю совокупность мероприятий программы обеспечения надёжности, отработки алгоритмов и эксплуатационной документации. При этом многие вопросы тесно связывают работу и характеристики агрегатов изделия с работой системы управления полётом.

В связи с тем, что в отечественной практике ракетостроения ракеты разрабатываются одними организациями, а системы управления для них разрабатываются другими, представляется целесообразным рассмотреть некоторых аспектов затронутой проблемы безаварийной эксплуатации, решение которых связано с возложением на СУ дополнительных функций по обеспечению безаварийного полёта в случае возникновения отказов (нештатных ситуаций). Также в кругу этих вопросов находится задача минимизации ущерба в случае необходимости прекращения полёта.

Помимо высоких требований, предъявляемых к системам управления в связи с необходимостью решения поставленных задач идентификации в полёте возможных отказов, их парирования и минимизации ущерба, необходимо наличие возможности влиять на процесс полёта имеющимися бортовыми средствами, а также высокая достоверность и точность знания динамических свойств отдельных узлов и агрегатов и изделия в целом.

На основании верифицированных математических моделей объекта управления может быть проведён комплекс работ, направленный на создание алгоритмов системы управления, которые позволили бы оперативно и надёжно идентифицировать отказы элементов и систем в процессе полёта и вырабатывать решения (команды на исполнительные



элементы), предотвращающие аварию, либо минимизирующие ущерб от аварии.

### **Reduce environmental damage and ensure trouble-free operation of aerospace hardware**

Belyakov S.S., Gusev E.V.

MAI, Moscow

One of the most important indicators of the level of development of rocket and space technology, along with the power and precision characteristics, it is trouble-free operation.

The solution to this problem involves the totality of activities of the program to ensure reliability, the algorithms and operational documentation. However, many issues are closely linked and work characteristics of the product units with the system flight control.

Due to the fact that the domestic practice of rocket missiles developed among organizations and management systems developed for them by others, it seems appropriate to consider some aspects of the problem concerned trouble-free operation, the solution of which is associated with putting on the SS additional features to ensure a trouble-free flight in the event of failure (emergency situations). Also among these issues is the problem of minimizing damage in the event of the need to stop the flight.

In addition to high requirements for management systems in relation to the need to solve the tasks of identification of possible failures in flight, their parry and minimize the damage, you must have the possibility to influence the process of flight available on-board resources, as well as high reliability and accuracy of the knowledge of the dynamic properties of individual components and aggregates and articles in general.

Verified on the basis of mathematical models of the control object can be carried out a set of works aimed at the creation of algorithms management system that would quickly and reliably identify failures of components and systems during the flight and to develop solutions (commands to actuators) to prevent an accident or minimize damage from the accident.

### **Проектирование туннельных воздухозаборников изоэнтропического сжатия для осесимметричных летательных аппаратов**

Брагунцов Е.Я.<sup>1</sup>, Внучков Д.А.<sup>1</sup>, Галкин В.М.<sup>2</sup>, Звегинцев В.И.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск, <sup>2</sup>ТПУ, г. Томск

В общем случае воздухозаборник ВРД должен направить воздушный поток внутрь корпуса летательного аппарата и выполнить здесь торможение потока. Специфическим условием при размещении воздухозаборников ВРД на боковой поверхности осесимметричного летательного аппарата является требование отсутствия выступающих в

поток частей конструкции на начальном этапе полета. Такое требование можно выполнить при помощи выдвижных (или раскрывающихся) воздухозаборников, которые усложняют конструкцию аппарата и создают нестационарные нагрузки при открывании.

В данной работе рассматриваются так называемые «туннельные» воздухозаборники (ducted air intake), которые не имеют элементов, выступающих за габариты корпуса. Общеизвестно, что поворот потока без использования выступающих частей возможен только через веер волн разрежения, после которого скорость потока увеличивается, и последующее торможение в скачках уплотнения приводит к значительным потерям полного давления. Именно поэтому туннельные воздухозаборники до сих пор не представляют интереса для реальных летательных аппаратов.

Однако существенное повышение характеристик туннельного воздухозаборника можно получить, если торможение потока после волны разрежения выполнять не через скачки уплотнения, а при помощи изоэнтروпического течения сжатия. По рассматриваемой схеме были построены туннельные воздухозаборники с различными углами начального поворота потока. В работе представлены разработанные варианты туннельных воздухозаборников с изоэнтропическим торможением потока. Численное моделирование трехмерного течения внутри рассматриваемых воздухозаборников подтвердило их практическую реализуемость и высокие эксплуатационные характеристики в широком диапазоне полетных условий.

### **Designing of ducted air inlets with isentropic compression for axisymmetric flight vehicles**

Braguntsov E.Ja.<sup>1</sup>, Vnuchkov D.A.<sup>1</sup>, Galkin V.M.<sup>2</sup>, Zvegintsev V.I.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ITAM SB RAS, Novosibirsk; <sup>2</sup>TPU, Tomsk

In general, the air inlet must direct air flow inside the body of aircraft and performs flow deceleration here. The absence of protruding parts in the flow at the initial stage of the flight is a usual requirement when air inlets are placing on the side wall of the axisymmetric aircraft. This requirement may be met by means of retractable air inlets, which complicate the design of aircraft and create nonstationary loads when opened.

In this paper, we consider so-called "ducted" air inlets, which do not have any protruding parts beyond the edges of the airframe. It is well known that the rotation of the flow without the use of protruding parts is possible only through the rarefaction wave after which the flow velocity is increased, and the subsequent deceleration with help of the shock waves leads to significant losses of the total pressure. That is the main reason why ducted inlets are still of no interest to the actual flight vehicles.

However, significant improvement of characteristics of the ducted air inlets can be obtained if the deceleration of the flow after the wave of rarefaction will carry out not through shock waves system but with using of isentropic deceleration.

According to this scheme ducted air inlets have been built with different angles of the initial flow rotation. The paper presents the developed variants of ducted air inlets with isentropic deceleration of the flow. Numerical simulation of three-dimensional viscous flow inside the considered air inlets confirmed their feasibility and high performances in a wide range of flight conditions.

### **Численное моделирование сверхзвукового течения вязкого газа с образованием псевдоскачка в цилиндрическом канале**

Мельников А.Ю., Звегинцев В.И.  
ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Как известно, дозвуковой поток в цилиндрическом канале постоянного сечения за счет вязкости увеличивает свою скорость и при определенной (критической) длине канала ускоряется до числа Маха равного единице ( $M=1$ ) на выходе. Дальнейшее увеличение длины канала приводит к уменьшению скорости во входном сечении и, соответственно, к уменьшению расхода. При этом на выходе из канала сохраняется критическая скорость потока  $M=1$ .

При сверхзвуковом течении в канале наличие вязкости приводит к торможению потока. Рассмотрение задачи сверхзвукового течения в трубе представляет интерес для определения сопротивления трения или коэффициента сверхзвукового трения. При определенной (критической) длине канала поток уменьшает свою скорость до числа Маха равного единице ( $M=1$ ) на выходе. Дальнейшее увеличение длины канала приводит к формированию в определенном сечении канала системы скачков уплотнения, за которыми образуется дозвуковая область течения. Сложная структура скачков и областей отрывного пристеночного течения называется псевдоскачком. В дозвуковой области за псевдоскачком из-за наличия вязкости происходит ускорение потока, причем в выходном сечении всегда поддерживается критическая скорость потока  $M=1$ .

Исследованию сверхзвукового течения в канале с образованием псевдоскачка посвящено довольно много работ, потому что актуальность подобных задач связана с проектированием воздушно-реактивных двигателей (ВРД), аэродинамических труб и различных типов воздухозаборников. Во всех этих работах рассматривается

небольшая длина канала и псевдоскачок образуется за счет поджатия (дросселирования) потока на выходе.

В предлагаемой работе рассматриваются результаты численного моделирования вязкого сверхзвукового течения в трубе постоянного сечения. При небольшой длине рассматриваемого канала течение остается сверхзвуковым и результатом расчета является поле течения и сопротивление канала. По мере увеличения длины канала достигается критический режим течения, при котором в выходном сечении канала число Маха  $M=1$ . Как показывают результаты расчетов, при дальнейшем увеличении длины канала формируется режим течения с образованием псевдоскачка. При этом образование псевдоскачка и переход к дозвуковому течению реализуются только за счет работы сил трения (даже при истечении в вакуум).

### **Numerical modeling of viscous supersonic flow with forming of pseudoshock in a cylindrical channel**

Melnikov A.Ju., Zvegintsev V.I.  
ITAM SB RAS, Novosibirsk

It is well known that the velocity of subsonic flow increases along a cylindrical channel of constant cross section due to viscosity and at a certain (critical) length of the channel it is accelerated at the output to a Mach number equal to one ( $M = 1$ ). Further increasing the length of the channel leads to the velocity decrease at the input and thus reduces the flow rate through the channel. Flow velocity at the outlet of the long channel keep the critical value  $M = 1$ .

On the contrary at supersonic velocities the presence of viscosity leads to deceleration of the flow in a channel. At a certain (critical) channel length the flow velocity at the output reduces to Mach number equal to unit ( $M = 1$ ). Consideration of the problem of fully supersonic flow in the tube is of interest to determine the frictional resistance or supersonic friction coefficient. Further increase in the length of the channel causes to the shock waves formation at a specific section of the channel behind which a subsonic flow region is formed. The complex structure of the shock waves and regions of separated flow near the wall is called as "pseudo shock". After pseudo shock subsonic flow is accelerated because of viscosity, so at the outlet section critical flow velocity  $M = 1$  is always maintained.

Quite a lot of articles are devoted to investigation of supersonic flow with pseudo shock formation in the channel, because the relevance of such problems associated with the design of jet engines, wind tunnels, and various types of air inlets. A channel of small length was considered in all these works and pseudo shock was formed due to rising of pressure (throttling) at the outlet.

Present paper deals with numerical simulation of viscous supersonic flow in a channel of constant cross section. At a small length of the channel the flow velocity maintains itself as supersonic. In this case the flow field and the channel friction drag are the main results of the calculation. When the length of channel is increasing a critical flow regime is reached, in which Mach number is equal to unit ( $M = 1$ ) at the output section of the channel. As it is seen from calculation results, the flow regime with pseudo shock is formed at further increase in the channel length. In this case pseudo shock formation and transition to subsonic flow are realized only due the work of the friction forces (even when pressure at the exit is equal to zero).

**Предложение по классификации малых автоматических  
космических спускаемых аппаратов**

Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время идет процесс миниатюризации в различных областях науки и техники, процесс который позволяет создать новый класс спутников, которые с одной стороны относятся к малым по массогабаритным характеристикам, а с другой стороны являются аппаратами среднего класса по своим функциональным возможностям.

Можно привести в пример ряд характеристик, являющихся основными достоинствами МКА: малая масса и габаритные размеры; сокращение сроков создания и в некоторых случаях затрат; применение РН легкого класса (возможно групповое и попутное выведение при использовании РН среднего и тяжелого класса). Благодаря этому, в настоящее время малоразмерные космические аппараты (МКА) являются одним из наиболее перспективных направлений космической техники по всему миру.

Малые космические аппараты могут быть использованы не только как искусственные спутники. На базе МКА могут быть созданы спускаемые аппараты, с помощью которых с орбиты Земли могут быть доставлены результаты научных исследований или экспериментов. Торможение таких КА осуществляется с помощью жестких аэродинамических экранов, парашютных систем, надувных тормозных устройств и др.

Когда говорят о малых спутниках, то первым признаком обычно называется их масса как наиболее близко ассоциируемая с понятием «малый». Приводятся массы от тонны до десятков граммов. В 90-х гг. была предложена условная классификация спутников по массе (Большие >1000 кгж; Малые 1000–500 кгж; Мини 500–100 кг; Микро 100–10 кг; Нано 10–1 кг; Пико 1кг–100 гж; Фемто < 100 г)

В свою очередь, спускаемые аппараты, десантированные аппараты, и т.п. по своей форме, массе и функциональности—могут существенно

отличаться от других искусственных космических спутников. В настоящее время спускаемые аппараты можно классифицировать по форме (сферическая, сегментальная, сегментальная фара, зонтик, несущий корпус, крылатая ); по аэродинамическим качествам (баллистический, малого качества, среднего качества, высокого качества); по видам спуска (баллистический, скользящий, планирующий). Однако, не существует международных официальных стандартов подобной классификации по массе, поэтому предлагается ввести аналогичную классификацию для такого рода КА. На основе приведенной выше классификации для КА, предлагается аналогичная классификация по массе для спускаемых аппаратов.

### **Proposal for classification small reentry space vehicles**

Torres Sanchez Carlos G., Vorontsov V.A.

MAI, Moscow

The currently process of miniaturization in several fields of science and technology, has allowed creating a new class of spacecraft's, which on one hand are small in weight and size, and on the other hand are devices of the middle class in terms of functionality.

Can be given for example a number of features, which can be considered as main advantages for small spacecraft's: Low weight and dimensions; Reducing the time design and in some cases costs; Use of light class of launch vehicle; etc. Due to this, nowadays, designing small spacecraft's is one of the most promising areas of the worldwide space technology.

Small satellites can be used not only as artificial satellites, but also can be used for creating small reentry vehicles for delivering results of scientific research and experimentation from Earth's orbit. Braking into the atmosphere can be performed by using hard shield screens, parachute systems, inflatable braking device and others.

For small satellites, the mass of the spacecraft is the first sign is usually taken as the most closely associated with the concept of "small." It mass goes from tons to some grams. In the 90s, in Arianespace was proposed a conventional classification of satellites by mass that is currently used as standard classification. (large > 1,000 kg; medium-sized 500-1,000 kg; mini 100-500 kg; micro 10-100 kg; nano 1-10 kg; pico 0.1-1 kg; femto < 0.1 kg).

In turn, reentry vehicles, landers, etc. by its form, mass and functionality may differ significantly from other artificial satellites. At present descent vehicles can be classified by shape (spherical, segmental, umbrella, winged); aerodynamic characteristics (ballistic, low, medium or high lift-to-drag ratio); by type of descent. However, there are no an international standard classification by mass, therefore it is proposed to introduce a similar

classification for this type of spacecraft, on the basis of the previous classification for the spacecraft.

### **Автономные кроссплатформенные клиентские информационные приложения для информационных систем поддержки ЖЦИ**

Гинзбург И.Б.  
МАИ, г. Москва

Информационные системы поддержки жизненного цикла изделий являются распределенными и подразумевают возможность удаленного доступа конечных пользователей этих систем к хранящейся на их серверах информации. По мере развития возможностей мобильных устройств, их использование в роли носителя клиентской части информационных систем становится все более востребованным.

С ростом разнообразия платформ клиентских устройств возникает задача обеспечения для пользователя, работающего с данными ИС поддержки ЖЦИ единой среды вне зависимости от того, какой платформой он пользуется.

Основная идея современных ИС поддержки ЖЦИ – создание единого информационного пространства, в котором все эти люди работают с информацией об изделии. ИС должна обеспечить каждому пользователю в необходимом объеме в нужное время актуальную информацию об изделии.

Существующие решения не обеспечивают универсальную поддержку всех мобильных устройств, что в современных условиях не может удовлетворить потребителя.

Для полноценного информационного взаимодействия территориально распределенных пользователей требуется подключение к единой ИС поддержки ЖЦИ стационарных и мобильных клиентов, для чего необходима система универсального доступа с любых клиентских устройств, имеющих стандартизованный браузер, чтобы при смене клиентского устройства не менялось взаимодействие пользователя с единой ИС. Такая необходимость возникла в связи с резким ростом распространения разнородных мобильных устройств и с течением времени будет только возрастать.

Мобильные устройства используют подключение к сети Интернет по беспроводным каналам связи, которые могут быть ненадежными, иметь малую пропускную способность или оказаться вовсе недоступными в самый нужный момент.

Чтобы решить задачи: обеспечения кроссплатформенности клиентского приложения; доступности и актуальности информации из системы поддержки ЖЦИ для пользователей мобильных устройств, необходимо обеспечить локальное сохранение на устройстве

пользователя определенного объема данных, необходимых конкретному пользователю в автономном режиме, в случае потери соединения с сервером, а также автоматическое обновление этой информации при появлении соединения с сервером.

С использованием API разрабатываемого стандарта HTML5 для реализации локальных хранилищ данных перед веб-приложениями открылись новые горизонты.

### **Stand-alone cross-platform client-side information applications for CALS/PLM information systems**

Ginzburg I.B.

MAI, Moscow

CALS/PLM information systems are distributed and imply remote access of these systems' end-users to the information stored on their servers. As the capabilities of mobile devices grow the use of those devices as the carrier for client-side of CALS/PLM information systems becoming increasingly popular.

With the increasing diversity of client devices' platforms there is a problem to provide the users of CALS/PLM information systems with a single environment, regardless of what platform they use.

The basic idea of modern CALS/PLM information systems is the creation of a common information space in which all the users work with information about the product. CALS/PLM information system should provide the required amount of information about the product for each user at the right time.

Existing solutions do not provide universal support for all mobile devices, this may not satisfy the consumer in current conditions.

To have full of value information interaction geographically distributed users need to connect to a single CALS/PLM information system supporting office and mobile users. This requires a system to maintain universal access for any client devices having standard compatible web-browser to provide constant user's interaction with a single CALS/PLM information system regardless of the client device type used. This need has emerged due to a sharp increase in the prevalence of heterogeneous mobile devices which over time will only increase.

Mobile devices are used for wireless Internet connection, which can be unreliable due to signal problems, have low bandwidth or be completely inaccessible at the right time.

To solve the problem of providing cross-platform client application, availability and relevance of information from CALS/PLM information system for mobile users, it is necessary to provide local preservation at the user's device a certain amount of data required for a specific user to work in a



standalone mode, in case of loss of connection to the server, and automatically update this information when a connection to the server is back online.

Using the API developed under HTML5 standard to establish local data storage on the client-side for web-based applications to work offline have opened up new horizons for the web-applications.

### **Проектирование одежды для горнолыжников-паралимпийцев в условиях низких температур**

Горкунова С.Ю., Хромова И.В.  
НТИ МГУДТ, НГТУ, г. Новосибирск

В настоящее время в Российской Федерации уделяется большое внимание социальным программам в интересах инвалидов, в том числе людей с полной или частичной утерей функции передвижения в результате заболеваний спинного мозга или травм.

Целью работы является исследование процессов теплообмена в системе «человек – тепловая защита – окружающая среда», а так же совершенствование существующего ассортимента спортивной одежды в качестве эффективного средства теплового комфорта для людей с ограниченными двигательными возможностями.

В настоящей работе проводятся экспериментальные исследования теплофизических характеристик различных материалов в широком диапазоне параметров окружающей среды, в том числе высокоэластичных мембран, используемых для конструирования специализированной одежды и термобелья.

Принцип работы мембраны основан на том, что молекула воды (в парообразном состоянии) во много раз меньше капель воды, поэтому испаряющийся пот свободно выходит наружу, в то время как вода не попадает внутрь. Еще одно важное свойство, которым обладает мембранный материал - воздухонепроницаемость. Подробно изучены свойства эластичного мембранного материала – трикотажного трехслойного полотна. Тонкое плотное трикотажное полотно переплетения интерлок, имеет микропористую гидрофобную мембрану в качестве внутреннего слоя, которая обеспечивает ветронепроницаемости и водостойкость (water-resistant, 8000 мм), а также флисовую мягкую внутреннюю поверхность, которая обеспечивает тепловой комфорт за счет ворсовой поверхности. Исследуемые материалы благодаря своим инновационным свойствам заменяют традиционные три слоя горнолыжного костюма на два, то есть исключают из пакета материалов ветрозащитного костюма объемный утеплитель.

На основании анализа распределения температур и тепловых потоков в различных частях тела определяются место расположения и термическое сопротивление утепляющих элементов в конструкции горнолыжной одежды.

Результаты исследования могут быть полезны специалистам при проектировании термобелья для инвалидов, высотно-компенсирующих костюмов летчиков, костюмов постоянного ношения для космонавтов, а так же при совершенствовании элементов систем термостабилизации скафандров.

### **Designing sportswear for paralympian alpine skiers at low temperatures**

Gorkunova S.Y., Khromova I.V.

NTI (branch) "MSUDT", NSTU, Novosibirsk

Nowadays, in Russia much attention is paid to social programs intended for persons with disabilities, including people with full or partial loss of function of the movement as a result of disease or spinal cord injury.

The aim of this work is to study the heat transfer processes in the system "man - thermal protection - environment", and improving the existing range of sportswear as an effective way of thermal comfort for people with disabilities.

In this paper experimental studies of thermal properties of various materials in a wide range of environmental parameters is conducted, including studies of elastomeric membranes using for the production of specialised clothing and thermal underwear.

Working principle of the membrane is based on the fact that a molecule of water (in vaporized state) many times smaller than water drops, so evaporating sweat freely comes out, but water does not get inside ski costume. Another important property, which has a membrane material - airtightness. The properties of an elastic membrane material - a three-layer knitted fabric. A thin dense weave interlock knitted fabric, a microporous hydrophobic membrane as the inner layer, which provides windproof and waterproof (water-resistant, 8,000 mm), as well as a soft fleece an inner surface which provides the thermal comfort through the pile surface are studied in details. The traditional three layers of ski costume was replaced into two layers by test materials with innovative properties. These materials are exclude the volume insulation from the materials set of windproof costume.

On the base of analysis of the temperature allocation and heat flow in various parts of the human body the location and thermal resistance of insulation elements in the construction of ski costume are determined.

The results of the study can be used by specialists in the design of thermal underwear for disabled people, pressure costumes for pilots, constant wear for

astronauts, and in improving the elements of system thermostabilization of space suits.

### **Моделирование влияния высотных факторов на работу кровеносной системы человека**

Дагаева А.Б., Хромова И.В.

НГТУ, г. Новосибирск

Актуальной задачей в области безопасности космических полетов является разработка средств защиты, направленных на компенсацию гиподинамии в условиях длительной невесомости. В настоящее время существенно расширились границы физического состояния космонавтов, допускаемых к полетам в космос. Наряду с широкими возрастными рамками, можно выделить и три характерные группы по типу двигательной активности: специалисты-операторы, бортинженеры, тренированные космонавты (например, военные летчики). Пониженная двигательная активность ухудшает состояние не только мышечной системы в виде атрофических изменений двигательного аппарата, но и сердечно-сосудистой, а также многих других систем организма.

Наиболее эффективным способом нейтрализации негативного воздействия данных факторов являются тренажеры, формирующие заданную физическую нагрузку. Особое значение при этом имеют индивидуальные особенности организма для различных возрастов, пола, а также состояния организма: типа конституции, вида двигательной активности, веса. Очень важно при решении задачи компенсации гиподинамии и невесомости подобрать величину физической нагрузки на конкретные группы мышц.

Цель настоящей работы – исследование влияния типа двигательной активности человека, вида и величины физической нагрузки на различные группы мышц при разработке средств борьбы с гиподинамией в условиях невесомости. Особое внимание посвящено оценке степени эффективности средств компенсации отдельно для мужского и женского организма.

В работе выполнен комплекс модельных исследований влияния различных типов двигательной активности, видов и интенсивности физической нагрузки на работу кровеносной системы для мужского и женского организма в условиях длительной невесомости. Так же проведена оценка эффективности различных типов тренажеров (велосипед и беговая дорожка, эллиптический тренажёр, гребля, гиперэкстензия и др.).

Процесс адаптации человека к невесомости более легок и достигается меньшей «физиологической ценой», чем реадаптация к земной силе

тяжести после длительного пребывания на околоземной орбите. Возникающие у космонавтов во время восстановительного периода срочные и долговременные приспособительные реакции направлены на возвращение к предполетному уровню функционирования жизненно важных систем. Отдельное исследование посвящено анализу способов реабилитации космонавтов после длительных полетов.

### **Modeling the impact of negative factors flight on the circulatory system of a person**

Dagaeva A.B., Khromova I.V.  
NSTU, Novosibirsk

Actual problem on the space flight safety is the development of means of protection designed to compensate hypodynamia under conditions of prolonged weightlessness. At present greatly widened the boundaries of the physical condition of the astronauts admitted by to fly into space. Along with a wide age limits, we can distinguish three characteristic groups the type of physical activity: experts-operators, flight engineers, trained astronauts (for example, military pilots). Reduced physical activity worsens the condition of not only the muscular system in the form of atrophic changes of the locomotor system, but also cardiovascular, as well as many other body systems.

The most effective way to neutralize the negative effects of such factors are simulators that form a given exercise. In this case, of particular importance are the individual characteristics of the organism for different ages, sex, and condition of the body: the type of constitution, the type of physical activity, weight. It is very important for solving the problem of compensation hypodynamia and weightlessness to pick the amount of exercise on specific muscle groups.

Purpose of the present work is study of the effect of type of physical activity a person, the type and magnitude of exercise on different muscle groups in the development of means to combat with hypodynamia in weightlessness. Particular attention is devoted to assessing the degree of effectiveness of compensation separately for male and female body.

In the work there were made modeling investigations of the influence of different types of motor activity, types and intensity of exercise on the circulatory system for the male and female organism in conditions of prolonged weightlessness. The effectiveness of different types of simulators has been assessed (bike and treadmill, elliptical trainer, rowing, giperekstsenziya etc).

The process of human adaptation to weightlessness is easier and is achieved lesser "physiological cost" than the readaptation to Earth's gravity after a long stay in Earth orbit. During the recovery period, astronauts appear

urgent and long-term adaptive reactions to return to preflight level of functioning vital systems. A separate study is devoted to analysis of rehabilitation techniques astronauts after long flights.

**Многокритериальный параметрический анализ эффективности  
и многокритериальная оптимизация оперативного планирования  
целевого функционирования космических систем наблюдения  
и связи**

Дарнопых В.В.  
МАИ, г. Москва

Расширение спектра предоставляемых в настоящее время космических услуг и информации тесно увязано с соответствующими процессами управления космическими аппаратами (КА) и системами (КС). На современном этапе проектирование космических систем наблюдения (КСН) и связи (КСС) направлено как на достижение многофункциональности их целевого применения, так и на персонализацию услуг при получении космических снимков и обеспечении спутниковой связью с полным соответствием ряду предъявляемых потребителями требований. Следовательно, и эффективность целевого функционирования КСН и КСС определяется по нескольким показателям. Для ее повышения требуется решать проблему многокритериального анализа и оптимизации оперативного планирования целевого функционирования КС, которая в общем случае характеризуется полиномиальной сложностью.

Цель доклада – демонстрация комплексной методики и специализированного программного обеспечения, позволяющего на основе моделирования решать указанную проблему и связанные с ней частные задачи для любой орбитальной группировки КСН или КСС.

В докладе представлены и обсуждаются:

- модели процессов целевого функционирования КСН и КСС с учетом ограничений, обусловленных сценариями их работы и техническим ресурсом КА, требований к параметрам рабочих орбит КА, а также внешних факторов (освещенность, облачность, радиовидимость и т.д.);
- формализация и постановки проблемы многопараметрического анализа эффективности и многокритериальной оптимизации оперативного планирования целевого функционирования КСН и КСС, а также связанных с ней частных задач, включающих критерии (показатели) оценки эффективности целевого функционирования КС;
- комплексная методика решения поставленных проблемы и задач анализа и оптимизации;

- специализированный программный комплекс, обеспечивающий системность, универсальность и нужное быстродействие при вычислениях.

В докладе приводятся и обсуждаются примеры решения модельных задач многокритериального параметрического анализа эффективности и многокритериальной оптимизации целевого функционирования ряда многоспутниковых КСН и КСС.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых автором при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты №№ 11-08-01278-а, 13-08-01381-а).

**Multi-criteria parametrical analysis of efficiency and multi-criteria optimization of operative planning of target functioning for satellite observation and communication systems**

Darnopykh V.V.

MAI, Moscow

Expansion of space services and information provided now is closely coordinated to the corresponding control processes of the spacecrafts (SC) and systems (SatS). At the present time design of satellite observation (SatOS) and communication (SatCS) systems is directed on achievement of multi-functionality of their target functioning as well as on personalization of shooting and communication services with acceptability status of costumers. Therefore, the efficiency of SatOS and SatCS target functioning is determined by several rates. It is required to solve a problem of the multi-criteria analysis and optimization of operative planning of SatS target functioning for efficiency increasing. Such problem is characterized by polynomial complexity in general.

The purpose of the paper is demonstration of the aggregated technique and specialized software allowing to solve on the basis of modeling the considered problem and related tasks for any SatOS or SatCS orbital constellations.

The following subjects are presented and discussed in the paper:

- models of SatOS and SatCS target functioning processes taking into account the restrictions caused by scenarios of their operation and SC technical resource, requirements to SC working orbits parameters and external factors (illumination, overcast, radio visibility, etc.) also;
- formalization and statements of multi-parameter analysis of efficiency and multi-criteria optimization of operative planning of SatOS and SatCS target functioning problem and the related tasks including criteria (indicators) of efficiency estimation of SC target functioning also;

- aggregated technique for solving of the mentioned above problem and tasks of analysis and optimization;
- specialized software providing systemacity, universality and speed of a computer when carrying out calculations.

Several examples of model tasks solving of the multi-criteria parametrical analysis of efficiency and multi-criteria optimization of multi-satellite SatOS and SatCS target functioning are given and discussed in the paper.

The paper was supported by The Russian Foundation for Basic Research (projects No.No. 11-08-01278-a, 13-08-01381-a).

### **Методика оценки экспериментальной отработки объектов испытаний с учетом их рабочих характеристик**

Дунаев Д.В., Кривобоков Л.В.

ГП «КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

На сегодняшний день при оценке варианта для планирования экспериментальной отработки (ЭО) объекта испытаний (ОИ), в том числе для изделий ракетной техники, руководствуются стоимостью варианта и длительностью проведения его испытаний. Это не в полной мере отражает цель ЭО данного изделия (определение рабочих характеристик), так как рабочие характеристики ОИ имеют различные размерности и диапазоны изменения. Экспериментальная отработка ОИ основана на иерархическом принципе, который подразумевает последовательную отработку рассматриваемого изделия вплоть до уровня наиболее сложного изделия (система или комплекс), в которое оно входит. Кроме того, варианты ЭО рассматриваемого изделия могут отличаться содержанием этапов (видами и категориями) испытаний. Таким образом, чем сложнее «конечное» изделие, подвергаемое ЭО, тем сложнее оценить его вариант отработки.

Для упрощения оценки ЭО ОИ предлагается рабочие характеристики рассматриваемого изделия определять в количестве условных технических единиц (у.т.е.) по формуле:  $K_{px} = 1 + \lg(x/X^0)$ , где  $x$  – параметр рассматриваемой рабочей характеристики (РХ), а  $X^0$  – нормированный её параметр значение которого принимается в соответствии с действующим и нормативными документами или расчётом из уже принятых нормируемых параметров, или на основе экспертной оценки, или из практических соображений для рассматриваемой РХ, или общепринятое (например, частота переменного тока сети общего пользования).

Тогда для каждого  $n$ -го этапа испытаний рассматриваемого ОИ, содержащего  $m$  видов, количество у.т.е. будет равно  $\sum_{i=1}^m K_{px}^i$ , а для всех

этапов –  $\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m K_{px}^i$ . Если же виды испытаний имеют  $k$  категорий испытаний, то для каждого вида испытаний количество у.т.е. будет равно  $\sum_{y=1}^k K_{px}^y$ , для каждого этапа –  $\sum_{i=1}^m \sum_{y=1}^k K_{px}^y$ , для всех этапов –  $\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m \sum_{y=1}^k K_{px}^y$ . Сопоставив соотношения количества у.т.е. со стоимостью в

каждом из вариантов возможно выбрать наилучший вариант отработки.

Применение методики оценки ЭО ОИ с учетом рабочих характеристик ОИ позволяет определить количественную оценку стоимости отработки условной технической единицы в каждом из вариантов экспериментальной отработки, что способствует более обоснованному выбору предлагаемых вариантов отработки и более полному их соответствию цели отработки.

### **Methodology of estimation of the experimental development off the objects of testing object into account their working descriptions**

Dunaiev D.V, Kryvobokov L.B.

State Design Office “Yuzhnoe”, Dnepetrovsk, Ukraine

At the present day, variant cost and duration of its tests are using for experimental development (ED) out variants of testing object, including rocketry products, follow the cost of variant and duration of realization of his tests. It doesn't fully reflects the goal of ED out for this product (determination of working characteristics) because working characteristics of testing object has different dimensions and variation ranges. Experimental development out of testing object (TO) is based on hierarchical principles which means sequential working out of TO up to the most complicated product level (system or complex), in which it contains. Besides, experimental development out variants can vary by tests stages content (types and categories). Thereby, the more complicated is testing final product, then it's working out variant is more difficult to rate.

Determination of testing product working characteristics with amount of conditional technical units (c.t.u) using the  $K_{wd} = 1 + \lg(x/X^0)$  formula,

where  $x$  – pending working characteristics parameter,  $X^0$  – standardized parameter, which value takes according to actual normative document or already taken normalized parameters calculation, or basing on expert rating or practical considerations for pending working characteristics or conventional value (AC frequency of local networks for example) is offering this way for testing subject working out simplification.



Amount of c.t.u. will be equal to  $\sum_{i=1}^m K_{wd}^i$  for each the Nth stage of tests of examined TO, containing Mth modes, and for and for all stages –  $\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m K_{wd}^i$ .

If the types of tests has Kth categories of tests, then for every type of tests amount of c.t.u. will be equal  $\sum_{y=1}^k K_{wd}^y$ , for every stage –  $\sum_{i=1}^m \sum_{y=1}^k K_{wd}^y$ , for all stages –  $\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m \sum_{y=1}^k K_{wd}^y$ . Confronting correlations of amount of c.t.u. with a

cost in each of variants it is possible to choose the best working off variant.

Using of experimental development out techniques of testing object according to testing subjects working characteristics allows defining the quantitative estimation cost of working off conditional technical unit for each variant of the experimental working out, which promotes more reasonable choice of the offered working out variants and their more complete accordance to working out aim.

### **Особенности использования нано-спутников класса CubeSAT для решения научных задач**

Зуев Д.М.

СибГАУ, г. Красноярск

В построении космических аппаратов (КА) можно отметить тенденцию к миниатюризации аппаратов. Результатом данной тенденции являются КА стандарта CubeSAT. Основным блоком такого нано-спутника является куб объёмом  $10 \times 10 \times 10 \text{ см}^3$  и массой 1.3 кг (1U). Из него могут быть построены спутники 2U, 3U, 6U.

Целью данной работы является выявление особенностей использования CubeSAT в научных исследованиях и проведение обзора круга наиболее подходящих научных задач.

КА CubeSAT популярны в образовательных и научных проектах многих университетов мира. Это обусловлено тремя причинами: низкая стоимость и время разработки (30-100 тыс. долл., 1-2 года), низкая стоимость запуска, возможность интеграции студенческого образования и научных исследований. КА могут быть полностью реализованы малыми коллективами студентов и аспирантов (5-30 чел.), что повышает качество образования за счёт проектной модели обучения и привлечения к реальным научным исследованиям.

Сроки разработки могут быть снижены при использовании готовых служебных платформ, представленных на рынке CubeSAT

комплектующих, что позволяет сосредоточиться на разработке полезной нагрузки.

Решение научных задач на CubeSAT связано с рядом трудностей: серьезные массогабаритные ограничения, низкий срок активного существования (1-3 года) и ограничения энергопитания, связанные с маленькой площадью солнечных батарей.

CubeSAT является популярной экспериментальной платформой для проверки и тестирования разработанного оборудования, технологий и элементной базы: тестирование бортовых компьютеров, средств связи, датчиков, камер, тросовых систем, солнечных парусов и т.п. Кроме этого, на основе КА класса CubeSAT относительно быстро и недорого может быть реализована низкоорбитальная группировка космических аппаратов для исследования верхней атмосферы и дистанционного зондирования Земли. Основная часть решаемых фундаментальных задач на КА класса CubeSAT связана с исследованием верхней атмосферы, космических излучений, распространения радиоволн в атмосфере, гидрометеорологией и экологией, а также биологическими экспериментами. Существуют проекты CubeSAT для проведения межпланетных исследований.

Таким образом, CubeSAT является перспективным инструментом для проведения фундаментальных и прикладных исследований в интеграции со студенческой наукой и образованием. Были показаны особенности использования CubeSAT в научных исследованиях и проведен обзор наиболее подходящих задач для проведения исследований.

### **Features of using CubeSAT class nano-satellites for research tasks solving**

Zuev D.M.

SibSAU, Krasnoyarsk

There is a tendency to miniaturization in satellite development. CubeSAT class satellites are one of this tendency result. A basic unit of the satellite is cube with dimensions  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$  and mass 1.3 kg (1U). Satellite formats 2U, 3U, 6U can be construction with the help of basic units combining.

The aim of this paper is to reveal features of using CubeSAT class nano-satellites for research tasks solving and reviewing appropriate science tasks.

CubeSAT satellites are popular in education and scientific projects of many universities in the world. There are three reasons. It is low cost and development time (\$30-100k, 1-2 years), low cost of launch and the ability to integrate student education with scientific research. These satellites might be constructed by small work team (5-30 workers) of students. Thus, the quality of education might be improved with project learning model and involvement in real researches. Development time can be decreased with using of ready

satellite service platforms that presented on a CubeSAT components market. In this way payload might be in focus of research.

Solving research tasks by CubeSAT satellites is associated with a number of difficulties. First of all, it is limitation of weight and size. Secondly, limitation of power supply is result of small solar panel square. Thirdly, small lifetime (1-3 years) is also a drawback.

CubeSAT satellites are popular experimental platform for testing developed devices, technologies and element base (test of on-board computers, telecommunication means, trackers, cameras, space tethers, solar sails, etc. Moreover, an orbital CubeSAT constellation can be created with relatively inexpensively and quickly way. For example, the CubeSAT constellation can engage in upper atmosphere research and remote sensing of the Earth. Main part of solving fundamental science problems is associated with researches of upper atmosphere, space radiation, radio-wave propagation, hydrometeorology and ecology, microbiology. Also, there are projects of CubeSAT satellites for interplanetary mission and researches.

Thus, CubeSAT satellites are perspective instruments for fundamental and applied researches in the integration with student science and education.

### **Анализ требований, определяющих проектный облик ракеты-носителя сверхтяжелого класса**

Иванов М.В.

ЦНИИмаш, г. Королёв

В сентябре 2014 года президент Российской Федерации одобрил предложение Роскосмоса по созданию космического ракетного комплекса с ракетой-носителем сверхтяжелого класса. Наша страна вслед за США, объявившими о создании сверхтяжёлого носителя SLS (Space Launch System) еще в 2010 году, приступила к исследовательской деятельности в указанном направлении.

Космический ракетный комплекс сверхтяжёлого класса предназначен для выведения пилотируемого корабля для облета Луны, пилотируемых экспедиций на поверхность Луны, а также для выведения крупногабаритных модулей орбитальных станций на низкую орбиту Земли и тяжелых КА на высокоэнергетические орбиты, в том числе на ГСО и отлётные траектории к планетам Солнечной системы.

Существует ряд требований, определяющих облик будущего космического ракетного комплекса. Компоновка ракеты-носителя должна обеспечивать универсальность для применения как в составе космических комплексов с автоматическими КА, так и с пилотируемыми аппаратами. В связи с применением РН сверхтяжелого класса для пилотируемых запусков, для достижения безопасности и

безаварийности, энергетические характеристики ракет-носителей должны обеспечивать:

- выведение пилотируемых кораблей по траектории с потребными для разработчика РН спускаемого аппарата перегрузками после отделения от аварийной РН;
- сохранность стартового сооружения при возникновении аварийных ситуаций на начальном участке полета и выполнение программы полета с одним неработающим маршевым двигателем бокового блока.

Также при определении облика РН сверхтяжелого класса необходимо учитывать специфику космодрома «Восточный», с которого планируется совершать запуски. Районы падения первой ступени находятся на удалении

~ 1200 км от космодрома в связи с необходимостью увода за о. Сахалин.

Анализируя мировые тенденции в космической области, необходимо особо подчеркнуть общее стремление к унификации составных частей РН. Исходя из данной позиции, ведется обсуждение проектного облика боковых блоков первой ступени. Еще одним основополагающим принципом создания ракетного комплекса сверхтяжелого класса является преемственность технологий. При проектировании нового сверхтяжелого носителя необходимо широко применять опыт, накопленный в нашей стране при создании МТКС «Энергия-Буран», применяя при этом современные технологии, обеспечивающие задел на будущее.

### **Analysis of requirements, determining the shape of the project superheavy rocket**

Ivanov M.V.

TsNIIMash, Korolev

In September 2014, the President of the Russian Federation approved the proposal of the Russian Space Agency to create a superheavy space rocket launch vehicle. Our country after the United States, announced the creation of superheavy rocket SLS (Space Launch System) earlier in 2010, started the research in that direction.

Space rocket complex superheavy class is designed to remove the manned spacecraft to fly around the Moon, manned missions to the moon's surface, and moreover to derive the large-sized orbital station modules to the Low Earth Orbit and heavy spacecraft on the high-energy orbits, including GEO and the orbit to fly to the planets of the Solar system.

There are a number of requirements that define the shape of the future of space rocket complex. Assembly of the launcher should provide flexibility for

use as a part of space systems with automated spacecraft and manned vehicles. In connection with the use of superheavy class rocket for manned launches, in order to achieve security and trouble-free operation, the energy characteristics of launch vehicles must provide:

- Elimination of manned spacecraft on a trajectory to the needs of the developer of the landing vehicle congestion after separation from the emergency rocket;
- The safety of the launch facility in case of emergency in the initial part of the flight and the program of flight with one engine inoperative marching side block.

Also in determining the shape of superheavy rocket need to consider the specifics of the cosmodrome "East", with which it is planned to make runs. Impact areas of the first stage are at a distance ~ 1200 km from the launch site because of the need for the disposal island Sakhalin.

Analyzing the global trends in the field of space, it is necessary to emphasize the common desire to unify the components of rocket. Because of this position, the project under discussion image side blocks of the first stage. Another fundamental principle of the creation of the missile system is the continuity of the superheavy class technologies. For designing a new super-heavy carrier must be widely applied experience gained in our country when creating complex "Energiya-Buran", while applying modern technologies providing for the future.

**Разработка комплексной информационной модели этапов  
материализации изделия и алгоритмов работы с ней в целях  
управления эффективностью производственных систем в ходе их  
организационно-технического проектирования и модернизации**

Кабанов А.А.

МАИ, г. Москва

Областью исследования являются конструкторско-технологическое проектирование ЛА, технологическая подготовка производства, проектирование производственных систем предприятий аэрокосмической отрасли.

Целью исследования является разработка комплексной модели материализации изделия в интересах оценки и управления эффективностью производственной системы предприятия.

Традиционно, согласно ЕСКД, изделие определяется как любой предмет или набор предметов производства, подлежащих изготовлению на предприятии. В настоящей работе под изделием понимается объект интеллектуальной собственности, подвергающийся процедурам материализации до момента поставки его потребителю. Известно, что

ценность изделия в категориях интеллектуальной собственности несравнимо выше, чем ценность физического экземпляра изделия.

Применительно к инженерной практике, к изделию будем относить, например, и чертеж (конструкторская документация), и технологический процесс (технологическая документация), и производственные инструкции (производственная документация) как компоненты материализации интеллектуальной собственности, относящейся к изделию.

Разрабатываемая комплексная модель характеризуется особенностями:

- целостностью описания изделия с использованием частных взаимосвязанных математических моделей, позволяющих рассматривать изделие с разных точек зрения, соответствующих стадиям его материализации;
- строгим хронологическим порядком ее разработки, диктуемого развитием жизненного цикла изделия.

Математическим аппаратом разрабатываемой комплексной модели является теория графов.

Теоретической основой работы являются идеи ученых Белякова И. Т., Борисова Ю. Д., Елагина С. И., Кулика Ю. П., Ящерицына П. И.

Содержание комплексной модели и порядок ее разработки:

граф сборочного состава изделия  $\Rightarrow$  граф процессов изделия  $\Rightarrow$  граф производственной системы изделия  $\Rightarrow$  граф производственной системы изделий (предприятия).

Каждая из последующих моделей наследует и дополняет свойства предыдущей. Правила перехода и соответствие моделей строго определены. Изменение в любой из частных моделей отражается на изменении комплексной модели в целом. Наиболее полная по информации модель является базой для разработки имитационной модели и постановки экспериментов на ней.

### **The development of an integrated information model of the stages of materialization products and algorithms in order to control the efficiency of the production systems in the course of their organizational-technical design and modernization**

Kabanov A.A.  
MAI, Moscow

Area of study are concurrent engineering, production tooling, manufacturing engineering, design of production systems aerospace industry.

The aim of the study is to develop an integrated model of materialization of the product in the best interests of the assessment and management efficiency of the production system of the company.

Traditionally, according to ESKD, the product is defined as any item or set of items of production to be manufactured at the enterprise. In the present work under the product refers to the object of intellectual property, subject to the procedures materialize until delivery to the consumer. It is known that the value of products in the categories of intellectual property is far higher than the value of the physical instance of the product.

As applied to engineering practice, the product will include, for example, and drawing (design documentation), and process (process documentation), and manufacturing instructions (product documentation) as components of the materialization of intellectual property rights related to the product. Developed a comprehensive model is characterized by the features:

- the integrity of the product descriptions using private interrelated mathematical models that allow you to see the product from different points of view, corresponding to the stages of its materialization;
- strict chronological order of development dictated by the development lifecycle.

Mathematical apparatus developed integrated model is graph theory.

The theoretical basis of this work are the ideas of scholars Belyakov, I. I., Borisov, Y. D., Elagin S. I., Kulik, Y. P., Yashcheritsin P. I.

The content of the integrated model and the procedure for its development:

Graph Assembly BOM  $\Rightarrow$  graph of processes of the product  $\Rightarrow$  graph production system product  $\Rightarrow$  graph production system products (enterprise).

Each of the following models inherits and extends the previous properties. Transition rules and compliance models are strictly defined. A change in any of the private model is reflected in the change in the integrated model as a whole. The most complete information model is the basis for the development of the simulation model and the performance of experiments with models.

## **Расчет траекторий управляемого падения отработанных ступеней ракет-носителей**

Аульченко С.М., Кисловский В.А.  
ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Одним из актуальных направлений исследований аэродинамики отделяющихся частей ракет-носителей (РН), возвращающихся в районы падения при выведении полезных нагрузок, является возможность создания эффективных управляющих органов для минимизации площадей разбросов районов падения.

Целью работы является изучение параметров управляющего воздействия, необходимого для увода отделяющихся частей РН в заданный район падения.

Первым этапом работы являлось определение баллистической траектории падения первой ступени без использования систем

управления. Для этого были заранее выбраны возможные значения аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы. Результатом первого этапа явилось определение размеров предполагаемой области отчуждения.

Вторым этапом являлось выбор систем управления и определение оптимальных параметров управляющего воздействия. Было исследовано влияние высоты применения системы осуществляющей корректировку аэродинамических характеристик отработанной ступени, продолжительности приложения управляющего воздействия и величины усилия этого воздействия на траекторию падения.

Результатом выполненной работы явилось определение диапазона возможностей изменения траекторий увода отработанной ступени для уменьшения области отчуждения с помощью рассматриваемых систем управления.

### **Trajectory calculations controlled drop waste stage rocket**

Aulchenko S.M., Kislovsky V.A.

ITAM SB RAS, Novosibirsk

One of the important research areas in aerodynamics of separating parts of rockets those fall in the impact areas after orbiting payloads is ability to create effective guiding systems is needed to minimize impact areas.

The main target of the study is investigation of influence parameters needed for guiding of separating parts of rocket in the given impact area.

The first stage of the work was to determine the ballistic trajectory of the fall of the first stage without the use of guiding systems. For doing this the possible values of the aerodynamic were pre-selected by coefficients of drag and lift. The first stage result was to determine the size of the impact area.

The second stage was the selection of guiding systems and to determine the optimal parameters of the influence. During the research there was investigated the influence of application height of using guiding system to change aerodynamic characteristics of separating parts of the rocket, duration of system work and impact value on the falling trajectory.

The result of the performed work was the determination of the range of possible trajectory changes of disposal stage to reduce the impact area through considered guiding systems.



**О возможности построения на основе группировки из 5-6 вращающихся КТС и нескольких сотен орбитальных обменных масс двунаправленного космического конвейера Земля-Луна с грузопотоком в десятки тонн в месяц и о разнообразных перспективах применения накопленного обратным потоком лунного песка на околоземной орбите**

Княгиничев И.В.

г. Москва

Космические тросовые системы – перспективное направление космической техники и технологии, но их максимальные возможности и область наиболее эффективного применения до сих пор недостаточно осознаны. Автор предлагает начать решать с помощью КТС не старые задачи ракет, а новую задачу осуществления того, что не запрещено законами сохранения (энергии, импульса, момента импульса). А именно, создание двунаправленного равного по массе потока вещества в системе Земля-Луна. Вращающиеся КТС способны без ударов и без изменения своих орбит обменивать равные массы на своих концах с другими спутниками, пролетающими по касательным или пересекающим орбитам, если в момент обмена уравнивать вектора скоростей обмениваемых масс. Одновременно вращающаяся в космосе праща (КТС) с двумя стыковочными узлами на конце может работать и как конвейер, передавая обменные спутники с касающихся орбит на каждом своём полуобороте. Именно в этом видится секрет огромного повышения производительности будущих транспортных систем на основе КТС. Необходимо лишь только решить задачу замыкания цепи из нескольких переходных орбит между НОО около Земли и НОО около Луны, и допустимых между ними для обменных грузов пращей межорбитальных переходов на неисчерпаемый источник внеземного вещества, каким в нашем случае является Луна. При этом необходимо согласование периодической работы пращей по времени для одновременного схождения двух групп обменных объектов и соответствующей пращи в окрестности её точки обмена – точки касания трёх смежных орбит. Т.е. периоды обращения по всем орбитам должны быть кратны наименьшему периоду или его целой доле и целой доле периода обращения Луны, равного 27,32 суток. Концевая скорость вращения обменных масс на праще должна быть ограничена примерно 0,9 км/с, тогда масса троса пращи может быть меньше массы обменного спутника на конце. Затраты на вывод на целевые орбиты основных элементов конвейера для начала его эксплуатации – пращей и первых обменных масс – будут относительно малы. После начала работы такого лунного конвейера его месячную производительность можно будет повышать за счет увеличения числа обменных спутников. Побочным

результатом этой работы будет накопление балласта на НОО – мешки лунного песка равными порциями порядка 200 кг. Переводя эти обменные массы ракетными буксирами на орбиты обменных спутников и доведя их число до сотен, можно повысить производительность по снабжению лунной базы до десятков тонн в месяц и содержать на Луне 200 учёных всех стран.

**About the possibility of building on the basis of groups of 5-6 rotating the CCC and several hundred orbital exchange mass bidirectional cosmic conveyor Earth-Moon with traffic in the tens of tons per month and about the various prospects of application of the accumulated reverse flow of the lunar sand in earth orbit**

Kniaginichev I.V.  
Moscow

Space tether systems is a promising area of space equipment and technologies, but their maximum capability and the scope of the most effective applications are still insufficiently understood. The author proposes to begin to solve it using CCC not old tasks missiles, and a new task implementation that is not forbidden by the conservation laws (energy, momentum, angular momentum). Namely, the creation of bidirectional equal to the mass flow of the substance in the system Earth-Moon. Rotating the CCC is able without shock and without changing their orbits to exchange an equal mass at its ends with the other satellites flying on tangents or crossing orbits, if at the time of exchange to equalize the velocity vector of the exchanged mass. At the same time rotating in space slingshot (CCC) with two docking sites at the end of may to work as a pipeline, passing exchange satellites on orbit at every half-turn. It is the secret of the enormous productivity of future transportation systems based on the CCC. It is only necessary to solve the problem of the circuit of several transient orbits between the IEO about the Earth and the IEO about the moon, and valid between them to exchange cargo sling interorbital transitions to an inexhaustible source of extraterrestrial matter, which in our case is the Moon. This requires coordination of periodic tasks slings time for simultaneous convergence of the two groups exchange objects and a corresponding sling in the vicinity of its point of exchange - point touch three adjacent orbits. I.e. periods all orbits must be a multiple of the smallest period or a fraction and a fraction of the orbital period of the moon, equal 27,32 days. Limit the speed of metabolic mass in the hollow of a sling should be limited to about 0,9 km/s, then the weight of wire rope slings may be less than the mass exchange of the satellite at the end. The cost of the output to the target orbit of the main elements of the conveyor to the beginning of its operation - the sling and the first exchange of mass will be relatively small. After the beginning of such a

lunar pipeline's monthly performance can be improved by increasing the number of exchange of the satellites. A side result of this work will be the accumulation of ballast on the IEO - bags lunar sand equal portions of about 200 kg. Translating these metabolic mass of the rocket tugs on orbit exchange satellites and bringing their number up to hundreds, you can improve the performance of supply lunar base to tens of tons per month and include on the moon 200 scientists from all countries.

### **Расчетно-экспериментальный анализ процесса гидрирования диоксида углерода водородом**

Коган И.Л.

НИИхиммаш, г. Москва

Целью данной работы является оптимизация течения реакции гидрирования диоксида углерода водородом (реакции Сабатье) для увеличения степени превращения.

На этапе теоретической подготовки была создана имитационная модель реактора гидрирования, предназначенная для выбора оптимальных температурных режимов с учетом его конструктивных особенностей (используя комплекс инженерного ПО “Console” и “LabView”).

Перечень параметров модели, изменение которых позволяет добиться режима работы реактора, близкого к оптимальному:

- объёмные соотношения исходных реагентов  $\text{CO}_2$  и  $\text{H}_2$
- давление газовой смеси  $\text{CO}_2$  и  $\text{H}_2$  на входе в реактор;
- объёмная скорость подачи газовой смеси  $\text{CO}_2$  и  $\text{H}_2$  в реактор;
- тип и характеристики катализатора;
- размерные характеристики блока реактора.

В ходе предварительных испытаний уже имеющихся образцов реакторов гидрирования были получены следующие заключения:

- увеличение температуры реакции не приводит к увеличению степени превращения, так как оптимальный тепловой режим работы по степени превращения достигается в узком диапазоне температур собственном для каждой разновидности катализаторов;
- для обеспечения устойчивого автотермического режима необходимо при проведении реакции организовать переменный отвод теплоты по длине реакционной зоны, так как снижение температуры до 120 – 140 °С в конце слоя катализатора позволяет достичь наиболее высокой степени превращения;
- ранее предложенная конструкция макета блока реактора, помещенного в капсулу, являющуюся одновременно емкостью хранения диоксида углерода, признана неэффективной из-за невозможности

достижения стабильной температуры, в связи с влиянием переменного давления в емкости на величину теплосъема;

- применение перспективных катализаторов позволяет снизить температуру процесса, обеспечить более раннее загорание реакции.

На основе проведенных исследований предложена новая конструкция экспериментального блока реактора, обеспечивающего применимость различных типов катализаторов, возможность контроля температур по длине и диаметру слоя засыпки, размерные и компоновочные характеристики которого выбраны на основе моделей, скорректированных в ходе опытной отработки работы реактора.

### **Calculation and experimental analysis of the hydrogenation process**

Kogan I.L.

НИИхиммаш, Moscow

This paper aims to optimize the hydrogenation (Sabatier ) reaction to increase the conversion rate.

At a theoretical preparation phase a hydrogenation reactor simulational model for a selection of optimal temperature conditions with consideration for design specifics (using complex of “Console” and “LabView” engineering software ) has been built.

A list of the model parameters which variation enables the reactor operating conditions to be close to the optimal ones is as follows:

- the volume ratios of feed reagents  $\text{CO}_2$  and  $\text{H}_2$ ;
- the pressure of  $\text{CO}_2$  and  $\text{H}_2$  mixture in the reactor upstream;
- the volume feed rate of the  $\text{CO}_2$  and  $\text{H}_2$  mixture to the reactor;
- the type and characteristics of the catalyst.

In the course of preliminary tests of the hydrogenation reactor prototypes the following findings have been obtained:

an increase in the reaction temperature not lead to an increase in the conversion rate since the optimal heat condition for the conversion rate is reached in the narrow temperature interval inherent in every variety of catalysts;

- on order to obtain a stable autothetmal condition it is necessary to carry out the variable heat exchange along the reaction zone length since a decrease in temperature down to  $120\text{-}140^\circ\text{C}$  at the end of the catalyst bed allows the most optimal conversion rate be reached;

- the reactor unit proposed previously and enclosed in the capsule being at the same time a  $\text{CO}_2$  storage tank is considered as unsatisfactory as it is impossible to obtain a constant temperature due to the influence of the variable pressure in the tank on the value of heat exchange

- the usage of advanced catalysts makes it possible to reduce the process temperature end ensure a quick reaction ignition.

Based on the research data obtained on a new design of the experimental reactor unit permitting usage of various types of catalysts, possibility of temperature monitoring along the length and diameter of the catalytic bed, dimensional and lay-out characteristics being selected based on models corrected in the course of experimental try-out of reactor operation has been proposed.

### **Модульная система терморегуляции космических аппаратов с применением конвейерных линий микроактюаторов**

Козлов Д.В., Смирнов И.П., Жуков А.А.

ОАО «Российские космические системы», г. Москва

Вычислительная мощность на единицу объема и общая степень интеграции электронных компонентов в конструкции космических аппаратов постоянно растёт. Это приводит к повышенному энерго- и тепловыделению. При этом стандартные активные системы терморегуляции становится проблематично использовать в габаритах имеющихся конструкций, а системы на пассивных компонентах недостаточно эффективны.

Целью работы является разработка альтернативного варианта системы терморегуляции, обладающей модульной структурой, масштабируемой (состоящей из элементарных ячеек) и устойчивой к космическим условиям эксплуатации.

За основу взят шторный механизм движения отражающего экрана с приводом от термомеханических полимерных актюаторов [1]. В предложенном варианте актюаторы (термомеханические или электростатические) располагаются в цепочки по два параллельных ряда, при таком расположении образуется конвейерная линия, способная линейно перемещать полезную нагрузку на себе. На ней сверху расположены два перфорированных многослойных экрана (перфорация до 40-50 % от площади экрана). При их совмещении происходит полное перекрытие поверхности изолирующим слоем, объект становится защищённым от внешнего излучения и от потери внутреннего тепла, а при смещении одного из экранов на расстояние, равное половине периода перфорации – поверхность частично открывается и характеристики изолирующего слоя меняются. При малом периоде перфорации небольшого перемещения экрана оказывается достаточно для функционирования устройства, инерционность и время реакции системы на изменение внешних условий уменьшается. Формируя с помощью нескольких элементарных ячеек (50x50 мм) защищаемую область и управляя ими независимо друг от друга, возможно локальное регулирование температуры. Модульная структура предполагает ремонтпригодность и возможность замены

отдельных элементов конструкции при сохранении работоспособности системы. Малые размеры актюаторов и слоистая конструкция минимизируют толщину и массу устройства.

В рамках проведённой работы изготовлены экспериментальные образцы составных частей системы. Результаты испытаний показали снижение температуры перегрева защищаемой поверхности на 52-63 %.

Библиографический список.

Козлов Д.В., Смирнов И.П., Жуков А.А., Селиванов А.С., Чурило И.В. Микросистемное устройство терморегуляции поверхности космических аппаратов. Пат. 2518258 РФ, МПК В81В7/00, В81В3/00. ОАО «Российские космические системы». Заяв. 07.12.2012. Опубл. 10.06.2014. Б.И. № 16. 16 с.

### **Modular system of spacecraft thermoregulation using conveyor of micro actuators**

Kozlov D.V., Smirnov I.P., Zhukov A.A.  
JSC “Russian space systems”, Moscow

Computing power per unit volume and overall degree of integration electronic components in the spacecraft structures are constantly growing. This leads to increased power and heat generation in the spacecraft. The standard active thermoregulation systems become difficult for use in the dimensions of available structures, while systems containing passive components are not effective enough.

Aim of the work lies in develop an alternative thermoregulation system, which has a modular structure, scalable (consisting of unit cells) and resistant to space conditions.

The system is based on the curtain mechanism of motion of reflecting shield with thermo-mechanical polymer actuators [1]. Actuators (thermo-mechanical or electrostatic) are arranged in chains in two parallel rows. In this case, forming conveyor line, that can move the payload on itself linearly. Two multilayer perforated shields (perforation 40-50% of the shield area) are located on top of conveyor line. When they overlapping surface is completely covered by an insulating layer. In this case, the object becomes protected from external radiation and the loss of internal heat. By moving one of the screens at a distance equal to half the period of perforation – surface is partially open and properties of insulating layer change. Under low period of perforation, small movement of the screen is sufficient for the functioning of the device; inertia and response time of the system when external conditions change is reduced. Producing a protected area by several elementary cells (50x50 mm) and to control them independently from each other, a temperature control for local zone is possible. The modular structure makes the device repairable and allows changing different construction elements

while saving working capacity of the system. Small size actuators and sandwich construction contribute to minimization thickness and weight of the device.

Experimental samples of components of the system were produced in this work. Results of the tests showed a decrease temperature of the surface overheating to 52-63 %.

Bibliography.

Kozlov D.V., Smirnov I.P., Zhukov A.A., Selivanov A.S., Churilo I.V. Microsystem device of thermoregulation spacecraft surfaces. Patent 2518258 RU. JSC «Russian space systems». Priority 07.12.2012. Publication 10.06.2014. Bulletin of the invention № 16. 16 p.

УДК 621.9.047

### **Комбинированное гидроабразивное формирование объемных поверхностей с наложением электрического поля**

Котуков В.И., Кириллов О.Н., Гончаров Е.В.

«ВМЗ»-филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ВГТУ, КБХА,  
г. Воронеж

В современном производстве все чаще применяется высокоэффективный, быстроперенастраиваемый и универсальный гидроабразивный способ разделения материалов. Технология гидроабразивного разделения основана на принципе эрозионного воздействия струи абразива в водной рабочей среде на разделяемый материал. Их высокоскоростные твердофазные частицы работают в качестве переносчиков энергии и, соударяясь об изделие, удаляют часть разделяемого материала. Скорость эрозии зависит от кинетической энергии воздействующих частиц, их массы, твердости, формы и угла удара, а также от механических свойств обрабатываемого материала. В результате столкновения абразивных частиц происходит формирование поверхностного слоя обрабатываемого материала, обусловленное воздействием нескольких факторов: пластическое деформирование, микрорезание и хрупкое разрушение. Наиболее эффективным является микрорезание, которое характеризуется взаимодействием потока абразива и обрабатываемого материала под малым углом, что способствует съему материала микрорезанием. Процесс сопровождается однократным погружением абразивных зерен в обрабатываемый материал, снятием части материала и сколом части абразивного зерна по периферии. В связи с необходимостью обеспечения малых углов воздействия абразивных частиц на обрабатываемый материал, технология гидроабразивного разделения используется только для формирования сквозных пазов. При добавлении режущей головки возможностей управляемых угловых

перемещений по отношению к обрабатываемой заготовке в диапазоне  $0 \div 20^\circ$  и регулируя скорость перемещения сопла и давление рабочей среды возможно получать несквозные углубления. Использование гидроабразивной струи под углом  $0 \div 20^\circ$  к заготовке позволит беспрепятственно выходить из зоны обработки отработавшему абразиву, что стабилизирует процесс формирования углубления. Однако полученные по такой технологии поверхности будут иметь высокую шероховатость и низкое качество поверхностного слоя, что не позволит использовать деталь без дальнейшей отделочной обработки. Повысить точность и качество обрабатываемой поверхности, устранить эффект шаржирования ее абразивными зёрнами, возможно за счет наложения на зону обработки электрического поля, которое, удаляя небольшой припуск анодным растворением, значительно повысит качество поверхностного слоя и стабилизирует процесс обработки.

### **Combined hydroabrasive forming of sculpted surfaces with superimposition of electric field.**

Kotukov V.I., Kirillov O.N., Goncharov E.V.

“VMP”-branch of FSUE Khrunichev SRPSC, VSTU, KBKhA, Voronezh

High performance, quick-set and universal hydroabrasive method of materials sharing is applied with increasing frequency in the present-day production. Hydroabrasive sharing technology is based on the principle of abrasive jet erosive exposure on the shared material in the aqueous working medium. Their hypervelocity solidphase particles work as energy carriers and when they encounter the product, they remove part of the shared material. The erosion rate depends on the kinetic energy of the exposing particles, their mass, hardness, shape, angle of hit and mechanical characteristic of the process material. As a result of the abrasive particles collision occurs formation of the process material surface layer which is associated with exposure of several factors: plastic deformation, microcutting and brittle fracture. The most effective is microcutting which is characterized by interaction of the abrasive flow and the process material at a low-angle which contributes to the removal of the material by means of microcutting. The process is accompanied by single immersion of the abrasive grains into the process material, removal of material part and peripherally chipping of the abrasive grain part. Due to the necessity to provide small angles of abrasive particles exposure on the process material, the technology of hydroabrasive sharing is used only for the formation of through grooves. When adding to the cutting head ability of operated angular movements towards processed workpiece in the range of  $0 \div 20^\circ$  and regulation of nozzle speed and working medium pressure it is possible to obtain blind hollows. Use of hydroabrasive jet at an angle of  $0 \div 20^\circ$  to the workpiece allows worked-out



abrasive to leave the working area easily. This stabilize hollow forming. However surfaces obtained in accordance with this technology will have high roughness and low quality of surface coating. This does not allow to use the item without further finishing treatment. To improve the accuracy and quality of the processed surface and eliminate the charging effect of the abrasive grains is possible due to imposition on the treatment area the electric field. This field, by removing a small overdimension by means of anodic dissolution, will greatly improve the quality of the surface layer and stabilize the treatment process.

**Результаты формирования схемно-технических решений  
перспективного космического аппарата для доставки и  
функционирования лунохода**

Крайнов А.М., Воронцов В.А.  
НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Целью данной работы являлись формирование и выбор схемно-технических решений (СТР) космического аппарата (КА) для доставки и функционирования перспективного лунохода (ЛХ) таким образом, чтобы масса перевозимого полезного груза ЛХ была максимальной.

На первом этапе работы проведены анализ работы систем составных частей КА с ЛХ на различных этапах функционирования, анализ влияния схем их построения на общую массу. При выборе СТР систем составных частей КА с ЛХ существенно влияет на массу возможность комплексирования систем, кроме того необходимо учитывать их взаимозависимость.

На втором этапе работы проведен выбор СТР перспективного КА с ЛХ как одного из элементов космического комплекса отечественной программы исследования Луны. В целях сокращения сроков и затрат на разработку КА рассмотрена возможность использования разрабатываемой перелетно-посадочной платформы (ППП) КА «Луна-Ресурс/1П» для доставки перспективного лунного ровера. Задача сводится к определению объема необходимой адаптации ППП и разработке мобильной платформы ЛХ для обеспечения максимально возможной массы перевозимой полезной нагрузки. При решении задачи были выбраны:

- компоновочная схема расположения ЛХ на ППП;
- объем необходимой адаптации ППП;
- варианты построения служебных и специальных систем ППП и ЛХ.

Результатом выполненной работы являются СТР перспективного КА с ЛХ, обеспечивающие максимальную массу перевозимого полезного груза, а также инструменты и методология для формирования и выбора

СТР любых других КА для доставки и функционирования планетоходов.

### **Results forming scheme and technical solutions advanced spacecraft for the delivery and functioning lunar rover**

Krainov A.M., Vorontsov V.A.

Lavochkin association, Khimki

The purpose of this work is the formation and selection of scheme and technical solutions (SSS) spacecraft (SC) for the delivery and functioning of perspective lunar rover (LR) so that the weight of the transported payload LR was the highest.

At the first stage of the work carried out analysis of the components of the spacecraft systems with LR at various stages of functioning, analysis of the influence of their construction schemes on the total weight. When choosing SSS system components SC with LR significantly affects the mass of opportunity of integration of systems, also it is necessary to take into account their interdependence.

In the second phase of the selected SSS perspective spacecraft with LR as an element of the space complex of the domestic program of lunar exploration. In order to reduce the time and cost to develop considered the opportunity of use the developed landing platform (LP) spacecraft «Luna-Resource/IP» to deliver a perspective lunar rover. The problem is reduced to the determination of volume of necessary adaptation LP and development mobile platform LR to provide the maximum possible mass transported payload. In solving the problem have been chosen:

- arrangement of LR on the LP;
- volume of the necessary adaptation LR;
- options for creating service and special systems LP and LR.

The result of the work performed are SSS perspective SC with LR to provide the maximum possible mass transported payload as well as the tools and methodology for the formation and selection SSS any other spacecraft for the delivery and functioning planetary rovers.

### **Эргономическая адаптивность и задачи улучшения защиты от ударных перегрузок**

Липов Б.П.

«КРБ»-Адаптивные Системы, г. Москва

Защита от ударных перегрузок в авиации и на транспорте представляет собой актуальную задачу. В работе рассматриваются ударные перегрузки, возникающие в чрезвычайных ситуациях при катапультировании и при аварийной посадке. Высокий травматизм

среди летного состава, являющийся следствием ударных перегрузок, требует дальнейшего улучшения защитных систем.

В настоящее время применяются отдельные виды систем защиты от ударных перегрузок, снижающие уровень воздействия перегрузок на пилотов за счет частичного поглощения энергии удара. Другие виды защитных систем улучшают переносимость перегрузок благодаря рациональной эргономической форме опорных поверхностей. Прочие виды защитных устройств только фиксируют тело пилота (привязные системы), а защита головы пилота от ударных перегрузок в настоящее время не нашла в авиации практического решения.

Учет антропометрии конкретного пилота в системах защиты позволяет улучшить эргономичность рабочего места и переносимость ударных перегрузок. Эргономическая индивидуализация опорных поверхностей авиационных кресел для широкого спектра пользователей может быть обеспечена применением адаптивных ложементов. В работе описаны общие принципы работы адаптивных ложементов, которые защищены патентами.

Эргономическая индивидуализация на базе адаптивных ложементов позволят улучшить переносимость ударных перегрузок благодаря формированию и поддержанию оптимальной силовой формы позвоночника и равномерному распределению усилий по площади контакта. На основе этих принципов рассматриваются активные системы защиты от ударных перегрузок на базе адаптивно-индивидуальных панелей. Такие системы формируют рациональное положение тела и надежно сохраняют эту позу в момент удара, обеспечивают рациональное приложение и дозированную передачу ударных сил на скелетно-мышечную систему пилота.

### **Adaptive systems and distributed loading in problems of protection from shock overloads**

Lipov B.P.

RBC-Adaptive Systems Ltd., Moscow

The paper discusses the possibilities of improving the protection of aircrew from shock overloads that occur during emergency landings. The focus is on vertical longitudinal strain. The human body is modeled by a set of quasi-solid masses connected by elastic-viscous links.

Are treated variants of application of the active forces to the accelerated masses (or decelerated), analyzes the features of the accumulation of forces and deformations in the links between the masses.

In relation to the human body such efforts occur in a visco-elastic intervertebral discs between the vertebrae as a result of intensive quenching of the vertical velocity in case of emergency landing. In order to improve

protection against shock overload is suggested to optimize the transmission of the shock pulse through the implementation of distributed loading, which is the ordered application of the active forces to the selected masses.

For this purpose it is proposed to apply an individual adaptive 3d-panels, which also give the individual human body segments of quasi-solid properties, form the optimal shape of the spine and improve ergonomics chair pilot. Discusses the conceptual mathematical model to evaluate the force and time parameters of the proposed system.

**Об одном подходе к решению проблемы оптимизации проектного облика и управления перспективными космическими системами наблюдения на базе малых космических аппаратов**

Мальшев В.В., Дарных В.В.  
МАИ, г. Москва

Современные тенденции развития космических аппаратов (КА) и систем наблюдения (КСН) состоят в проектировании многофункциональных (многоцелевых) орбитальных группировок из нескольких (4, 5 и более) КА, снижении их массы (малые КА или микро-КА), обслуживании значительного сегмента наземных информационных источников, а также диверсификации требований к космической информации, обуславливающих потребность в создании тематических или специализированных КА. Все перечисленные факторы позволяют говорить об актуальности научно-технической проблемы оптимизации определения проектного облика и управления такими КСН.

Цель доклада – демонстрация прикладного программно-математического обеспечения, позволяющего проводить комплексное моделирование процессов целевого функционирования как для одиночных КА, так и для орбитальных группировок КСН, давать оценку их эффективности, решая тем самым общую проблему и частные оптимизационные задачи, и обоснование возможных вариантов построения (проектного облика) КСН, в орбитальную группировку которых входят несколько малых КА или микро-КА.

В докладе представлены и обсуждаются для КСН на базе малых КА или микро-КА:

- способ формализации процесса целевого функционирования КСН путем разработки соответствующих моделей с учетом требований и ограничений, предъявляемых к параметрам рабочих орбит КА, а также различных условий функционирования бортовой целевой аппаратуры КА (для всей группировки);
- общая постановка проблемы оптимизации проектного облика и управления КСН и примеры постановок частных прикладных задач;

- методика решения поставленной проблемы и в рамках нее частных задач оптимизации проектного облика и управления КСН с использованием разработанных моделей их целевого функционирования;

- специализированный программный комплекс, предназначенный для автоматизированного решения проблемы и в рамках нее частных задач оптимизации проектного облика и управления КСН.

В докладе приводятся и обсуждаются примеры решения модельных задач оптимизации проектного облика и управления КСН, в состав орбитальной группировки которой входят два КА «Метеор-3М» и «Монитор-Э» и пять низкоорбитальных микро-КА.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых авторами при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты №№ 12-08-00175-а, 13-08-01381-а).

**The approach for solving of appearance definition and control optimization problem for perspective satellite observation systems on the basis of small spacecrafts**

Malyshev V.V., Darnopykh V.V.

MAI, Moscow

Present trends of spacecrafts (SC) and satellite observation systems (SatOS) development consist in design of multi-functional (multi-purpose) orbital constellations of several (4, 5 and more) SC, decrease of their mass (small SC or micro-SC), service of large segment of terrestrial information sources and diversification of the requirements to space information inducing necessity for design of thematic or specialized SC also. All of the mentioned above factors allow to take into consideration relevant scientific and technical problem of SatOS appearance definition and control optimization.

The purpose of the paper is demonstration of the applied methodical and software package allowing to carry out aggregated modeling of target functioning processes as for single SC as for SatOS orbital constellations, to estimate their target efficiency, solving thereby optimization problem and applied tasks, and explanation of possible construction (appearance) alternatives of SatOS which orbital constellation includes several small SC or micro-SC.

The following subjects are presented and discussed in the paper for SatOS on the basis of small SC or micro-SC:

- technique of target functioning process formalization for SatOS by development of the corresponding models taking into account the requirements and restrictions to SC working orbits parameters and various

operating conditions of the SC on-board target equipment (for whole SC constellation) also;

- general optimization problem statement for appearance definition and control of SatOS and examples of statements for applied tasks;
- technique of the optimization problem and applied tasks solving for appearance definition and control for SatOS with using of the developed models of their target functioning;
- specialized software intended for automated solving of optimization problem and applied tasks of appearance definition and control for SatOS.

Several examples of model tasks solving of appearance definition and control optimization for SatOS which constellation consists of two SC "Meteor-3M" and "Monitor-E" or five low-orbit micro-SC are given and discussed in the paper.

The paper was supported by The Russian Foundation for Basic Research (projects No.No. 12-08-00175-a, 13-08-01381-a).

### **Летные экспериментальные комплексы для создания авиационно-ракетных космических комплексов**

Маслов Д.А.

ЦНИИмаш, г. Королёв

Мировой опыт разработки и создания авиационной и космической техники показал, что без испытаний с применением экспериментальных комплексов в натуральных условиях практически невозможно оценить работоспособность и надёжность функционирования наиболее нагруженных узлов и агрегатов.

Летный экспериментальный комплекс (ЛЭК) должен быть сформирован, учитывая следующие подходы к проведению экспериментальной отработки изделия:

1. Большинство важнейших технических решений должны приниматься в процессе проведения расчётных исследований.
2. Критические проблемы, которые невозможно разрешить с помощью расчётных методов, отрабатываются на наземной экспериментальной базе.
3. Критические проблемы, которые невозможно разрешить с помощью наземных испытаний, отрабатываются в лётных испытаниях.
4. С целью уменьшения затрат на разработку ЛЭК и проведения самих испытаний необходимо:
  - максимально использовать накопленный опыт в данной области;
  - минимизировать общее число различных демонстраторов.

Для создания авиационно-ракетного космического комплекса (АРКК) Россией наиболее существенным научно-техническим, технологическим и производственным заделами обладают проекты:

- Проект на базе МиГ-31 - разработка и создание АРКК сверхлегкого класса (ПГ до 200 кг на низкую околоземную орбиту).
- Проект на базе Ту-22 (АРКК «Скиф») - разработка и создание АРКК сверхлегкого класса (ПГ до 500 кг на низкую околоземную орбиту).
- Проект на базе Ан-124-100 (АРКК «Воздушный старт») - разработка и создание АРКК легкого класса (ПГ до 3500 кг на низкую околоземную орбиту).

Проведение летных испытаний АРКК «Воздушный старт» представляется целесообразным в следующие 3 этапа:

- летные испытания без десантирования макета РКН из СН;
- летные испытания с десантированием макета РКН из СН;
- летные испытания с реальной РКН.

### **Flight test demonstrators for creating horizontal air-launch systems**

Maslov D.A.

TSNIImash, Korolev

World experience designing and creating aerospace engineering has shown that without flight tests in realistic conditions is almost impossible to evaluate performance and reliability of the most loaded components and systems.

Flight test demonstrators (FTD) to be designed, according to the following approaches to flight tests:

1. Most of the major technical decisions to be taken in the process of computational research.
2. Critical issues that can not be resolved with computational methods practiced on the ground tests.
3. Critical issues that can not be resolved on the ground tests practiced on the flight tests.
4. In goal to reduce development costs of the FTD and the flight tests should:
  - maximum use of the experience gained in this field;
  - to minimize the total number of different demonstrators.

To create a horizontal air-launch system in Russia the most important scientific, technical, technological and manufacturing backlog projects have:

The project is based on the MiG-31 – design and creation of horizontal air-launch system ultra light class (payload up to 200 kg into low Earth orbit).

The project is based on the Tu-22 (project «Skif») – design and creation of horizontal air-launch system ultra light class (payload up to 500 kg into low Earth orbit).

The project is based on the An-124-100 (project «Air Launch») – design and creation of horizontal air-launch system light class (payload up to 3500 kg into low Earth orbit).

Flight tests of horizontal air-launch system «Air Launch» seems appropriate in the following 3 steps:

- flight tests without separation;
- flight tests with separation;
- flight tests with real rocket.

### **Оценка влияния потерь в обтекателе на дальность обнаружения объекта радиолокационной головкой самонаведения БЛА**

Маховых А.В.

МАИ, г. Москва

Дальность и вероятность обнаружения объекта активной радиолокационной головкой самонаведения (АРГСН) являются одними из основных показателей эффективности функционирования БЛА.

Дальность обнаружения АРГСН зависит от технических параметров станции: длительности излучаемых импульсов, длины волны, функции, описывающей диаграмму направленности антенны. Спектральной плотности собственных шумов приемника, импульсной мощности излучения передатчика, коэффициента направленности антенны; от условий распространения радиоволн – коэффициент ослабления радиоволн в реальной атмосфере (дождь, туман, облака и т.п.), протяженность среды ослабления; от отражающих характеристик целей, т.е. от их эффективной поверхности рассеяния (ЭПР).

Максимальная дальность обнаружения – дальность обнаружения с заданными вероятностями правильного обнаружения и ложной тревоги. Ее можно определить экспериментальным путем или аналитическим с помощью управления радиолокации.

Потери в обтекателе влияют на коэффициент различимости АРГСН. Он определяется отношением энергии одного принимаемого сигнала к спектральной плотности шума приемника, при котором еще выделяется сигнал на фоне собственных шумов, величина коэффициента различимости определяется вероятностью правильного обнаружения (вероятность обнаружения отметки цели при наличии цели в поле зрения АРГСН), от вероятности ложной тревоги (вероятность обнаружения отметки цели при отсутствии цели в поле зрения данной ГСН) и от характера принимаемых сигналов. Суммарный коэффициент потерь энергии сигнал/шум при обработке в тракте «вход в обтекатель – вход антенны – вход приемника» РЛС определяется как произведение коэффициентов потерь: в обтекателе, в антенне, высокочастотном канале, фильтре приемника, видеоусилителе, из-за несогласования



фильтра с сигналом и по полосе пропускания, в суммирующем устройстве, из-за автоматического съема данных, из-за расстройки частоты сигнала, в детекторе. Коэффициент потерь в обтекателе определяется его внешней формой, диэлектрическими и магнитными свойствами конструкционного материала обтекателя, длиной волны, углами прохождения сигнала по азимуту и углу места. Для оценки коэффициента потерь в обтекателе могут быть использованы как теоретические методы, так и экспериментальные данные.

Результаты проведенных исследований по влиянию потерь в обтекателе на дальность и вероятность обнаружения объекта показывают существенное уменьшение этих показателей из-за наличия обтекателя.

### **The assessment of influence of losses in a fairing on range of object detection by a radar seeker of UAV**

Makhovykh A.V.

MAI, Moscow

Range and probability of detection of object by an active radar seeker (ARS) are one of the main indicators of efficiency of functioning UAV operation.

Range of detection of ARS depends on technical parameters of station: duration of the radiated impulses, wavelength, the function describing the directional pattern of the antenna, spectral density of its own noise of the receiver, pulse power of radiation of the transmitter, antenna orientation coefficient; from conditions of distribution of radio waves – radio wave weakening coefficient in the real atmosphere (rain, fog, clouds, etc.), attenuation length of the environment; from the reflecting characteristics of the target, i.e. from their effective surface of dispersion (ESD).

The maximum range of detection is the range of detection with the set probabilities of the correct detection and a false alarm. It can be defined experimentally or analytically by control of radar-location.

Losses in a fairing affect the coefficient of discernability of ARS. It is defined by the relation of energy of one received signal to the spectral density of noise of the receiver at which the signal still stands out against the background of the intrinsic noise, the size of coefficient of discernability is defined by probability of the correct detection (probability of detection of a mark of the target in the presence of the target in sight of ARS), from probability of a false alarm (probability of detection of a mark of the target in the absence of the target in sight of this RS) and from the character of the accepted signals. The total coefficient of losses of energy signal/noise when processing in a path "an entry in a fairing – an entrance of the antenna – an entrance of the receiver " radar is defined as product of coefficients of

losses: in a fairing, in the antenna, in the high-frequency channel, in the filter of receiver, in the video amplifier, due to of a disagreement of filter with a signal and on a pass-band, in the adder, due to of an automatic collection of data, due to of a disorder of signal frequency, in the detector. The coefficient of losses in a fairing is determined by its external form, dielectric and magnetic properties of structural material of a fairing, by wavelength, by corners of passing of a signal by an azimuth and a corner of a place. For an assessment of coefficient of losses in a fairing both theoretical methods, and experimental data can be used.

Results of the conducted researches on influence of losses in a fairing on range and probability of detection of object show significant reduction of these indicators because of availability of a fairing.

### **Исследование электрохимической системы получения кислорода в системах жизнеобеспечения пилотируемых космических аппаратов**

Метелкин А.Н.  
МАИ, г. Москва

Для решения практических задач по созданию современных систем обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) экипажей замкнутых гермообъемов все большее внимание уделяется численным методам решения математических моделей, описывающих сложные механизмы процессов переноса внутри агрегатов СОЖ.

Теоретические исследования нестационарных режимов электрохимических систем (ЭХС) в составе космических систем регенерации способствует внедрению перспективных принципов формирования среды обитания экипажа.

Экспериментальное исследование полей параметров внутри ЭХС приводит к искажению характеристик процесса вследствие введения измерительного зонда, а осуществление интерферометрических исследований зачастую невозможно.

Совместное рассмотрение переноса массы, импульса, энергии сложно даже при существенных упрощениях в стационарных условиях. Принципиально возможно исследование общего случая нестационарной электрохимической системы при одновременном рассмотрении формирования полей концентраций, скоростей, температуры. Разработка методов исследования нестационарных процессов в электрохимических системах позволяет получать количественные характеристики процессов переноса.

Для анализа полей интенсивных параметров в проточной системе электролитического получения кислорода предложена математическая модель электрохимической системы, включающая уравнения баланса

массы, энергии и уравнение движения в приближении пограничного слоя. В качестве инструмента численного решения системы уравнений по определению полей концентраций, скоростей, температуры выбран метод конечных разностей с использованием неявных конечно-разностных схем.

Целью данной работы является создание программного обеспечения, позволяющего исследовать математическую модель процессов переноса электрохимической системы получения кислорода с использованием различных граничных и начальных условий, физико-химических свойств электролита. Результаты численных исследований позволяют выявить наиболее значимые параметры процесса и определить оптимальные режимы работы системы, ее проектные и технологические параметры, что позволит интенсифицировать процессы регенерации продуктов жизнедеятельности. Исследование путей интенсификации процессов массопереноса в ЭХС имеет большое значение в теоретическом плане и в практических приложениях.

### **Research of electrochemical oxygen generation system in life-support systems of manned spacecraft**

Metelkin A.N.  
MAI, Moscow

To solve practical problems in the creation of modern life-support systems of exclusive systems more attention is paid to numerical methods for solving mathematical models describing the complex mechanisms of transport processes inside devices of life-support systems.

The theoretical researches of non-stationary modes of electrochemical systems in the cosmic regeneration systems supports the introduction of advanced principles forming the habitat crew. Experimental research fields of parameters inside electrochemical systems results to distortion characteristics of the process due to the introduction of measuring probe, and the implementation of interferometric studying is often impossible.

Joint consideration of the mass, momentum, and energy is difficult even with significant simplifications in stationary conditions. It is possible to study the general case of non-stationary electrochemical system with simultaneous consideration of the formation of concentration, velocity and temperature fields. Development of research methods for unsteady processes in electrochemical systems provides quantitative characteristics of the transport processes.

To analyze the fields of intensive parameters in the flow system of the electrolytic production of oxygen mathematical model of an electrochemical system, including mass balance equations, energy and the equation of motion in the boundary layer approximation is suggested. As a tool for the numerical

solution of a system of equations to determine the concentration fields, velocity, temperature selected finite difference method using the implicit finite difference schemes.

The goal of this work is to create software that allows to explore the mathematical model of the transport processes of electrochemical oxygen generation system using a variety of boundary and initial conditions, physical and chemical properties of the electrolyte. The results of numerical studies allow to identify the most important process parameters and to determine the optimal operating conditions of the system, its project and technological parameters that will allow to intensify the process of regeneration of waste products. Researching ways of intensification of mass transfer processes in electrochemical systems is of great importance in theory and in practical applications.

### **Система гелиоцентрических рабочих орбит для исследования Солнца**

Константинов М.С., Мин Тейн  
МАИ, г. Москва

В работе предлагается использовать систему нескольких рабочих гелиоцентрических орбит с низким перигелием для исследования Солнца. На каждой из этих орбит КА делает один или несколько витков относительно Солнца. Рабочие орбиты (кроме последней) резонансны с орбитой Венеры. Все они характеризуются относительно небольшим радиусом перигелия и относительно большим наклоном, позволяющим исследовать полярные области Солнца. Переход КА с одной орбиты на другую осуществляется с использованием пассивного гравитационного маневра у Венеры и не требует работы маршевой двигательной установки.

Анализируется возможность выведения КА на предлагаемую систему гелиоцентрических рабочих орбит. Рассматриваемая транспортная космическая система базируется на РН Союз-2, химическом разгонном блоке «Фрегат» и электроракетной двигательной установке с радиочастотными двигателями типа РИТ22. Химический разгонный блок обеспечивает гиперболический избыток скорости относительно Земли при старте от неё и отделяется от КА. Электроракетная двигательная установка обеспечивает перелет по гелиоцентрической траектории Земля – Земля и гравитационный маневр у Земли. При подлете к Земле обеспечивается достаточно большая величина гиперболического избытка скорости. Гравитационный маневр у Земли обеспечивает дальнейший перелет к Венере, на котором не предполагается использование маршевого двигателя КА. Затем используется серия

гравитационных маневров у Венеры. Каждый такой маневр переводит КА на последовательность рабочих гелиоцентрических орбит.

Цель исследования– проанализировать различные системы рабочих гелиоцентрических орбит, получить оценку массы КА, доставляемого на эти системы рабочих орбит. Проанализированные системы рабочих гелиоцентрических орбит отличаются величинами перигелия и наклоном рабочих орбит.

Проведенное исследование показывает, что существует возможность обеспечить выведение КА достаточно большой массы (более 1800 кг) на несколько систем гелиоцентрических орбит, обеспечивающих хорошие условия наблюдения Солнца с небольшого расстояния, включая наблюдения приполярных областей Солнца.

### **System of heliocentric operational orbits for Sun exploration**

Konstantinov M.S., Min Thein

MAI, Moscow

In this paper, we propose to use the system of heliocentric operational orbits with low perihelion radius for Sun exploration. Spacecraft (SC) makes one or more revolutions around the Sun on each of these operational orbits. The operational orbits (except the last) are resonant with Venus's orbit. They are characterized by relatively low perihelion radius and large inclination, providing to explore the polar region of the Sun. Transfer from one orbit to another is implemented by using passive Venus gravity assists and not requires the working of main engine.

The possibility of SC insertion into the recommended system of heliocentric operational orbits is analyzed. The transportation system based on launcher "Soyuz-2" chemical upper stage (ChUS) "Fregat" and electric propulsion (EP) with radio frequency ion thruster (type RIT22) is considered. The SC with ChUS is delivered into the near Earth orbit by launcher "Soyuz-2" and the ChUS provides the hyperbolic excess velocity and is separated from SC. EP provides heliocentric trajectory to encounter Earth with large hyperbolic excess velocity. Earth gravity assist provides the passive flight to Venus. Then a series of Venus gravity assists are implemented. Each gravity assist delivers the SC into sequence of heliocentric orbits.

The purpose of the study is to analyze different systems of working heliocentric orbits, to get the mass characteristics of the SC which can be delivered into these system of operational orbits. Analyzed systems of heliocentric operational orbits differ from each other in the perihelion radius and inclination of the operational orbits.

The analysis shows that it is possible to insert the large SC (more than 1800 kg) into some systems of heliocentric orbits, providing good conditions

for the Sun exploration from short distance, including observing polar regions of the Sun.

### **Оптимизация параметров и траекторий движения межконтинентальной аэрокосмической системы**

Бузулук В.И., Михалев С.М., Уджуху А.Ю.

ЦАГИ, г. Жуковский

Объектом исследования является аэрокосмическая система (АКС), радикально сокращающая время полета на межконтинентальные расстояния (до 18 тыс. км).

АКС основана на использовании ракетного способа выведения на низкую околоземную орбиту (суборбиту). Система выведения – трехступенчатая, состоит из дозвукового самолета-носителя (ДСН), гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) с ЖРД и воздушно-космического самолета (ВКС) с ЖРД. Стартовая масса ракетно-космической системы (РКС) составляет 120 т.

Цель работы – формирование облика АКС нового поколения и оценка влияния различных типов топлив на основные технические характеристики (масса полезного груза, габаритные размеры ступеней, объемы топливных баков и т.д.) РКС.

Методология исследований основана на обобщении и анализе расчетно-теоретического научно-технического задела, накопленного в ЦАГИ в данной области, в том числе в области авиационно-космических систем многоразового использования, а также на дополнительных расчетных исследованиях с использованием комплексов вычислительных программ, разработанных в ЦАГИ.

В работе выполнено формирование облика перспективного двухфюзеляжного самолета-носителя и трех вариантов РКС с различным типом топлива первой ступени. Определены аэродинамические и летно-технические характеристики РКС и АКС в сборе. Показано, что рассматриваемая концепция АКС позволяет сократить время межконтинентальных перелетов до 1,2 часа. Наилучшим с точки зрения массы полезного груза является вариант использования кислородно-водородного топлива на первой ступени РКС.

### **Parameter optimization and mechanical trajectory of intercontinental aerospace system**

Buzuluk V.I., Mikhalyov S.M., Udzukhu A.Yu.

TSAGI, Zhukovsky

The object of this study is the aerospace system that radically reduces the flight time at intercontinental ranges (up to 18000 km.).

The aerospace system based on rocket sub-orbit launch. The three-stage orbital launching system consists of a subsonic carrier, hypersonic plane-booster with liquid-propellant engine and a shuttle with liquid-propellant engine. The launching mass of space-rocket system is 120 tons.

The aim of this work is to design new generation aerospace system configuration and to estimate the impact of different fuels on the main technical characteristics of space-rocket system (payload mass, overall dimensions of stages, fuel tanks volume etc.).

The research methodology is based on the synthesis and analysis of the design-theoretical, scientific and technical background of TSAGI in this area including reusable aerospace systems as well as additional design studies using sets of computer programs developed in TSAGI.

The configuration design of the future twin-fuselage carrier and three versions of aerospace system with different fuels in the first stage was accomplished in this work. Aerodynamic and flight characteristics of space-rocket and aerospace system as an assembly were determined. It was shown that the considered aerospace system concept permit to reduce the time of intercontinental flights to 80 minutes. The best variant in terms of payload mass is to use the oxy-hydrogen fuel in the first stage of space-rocket system.

### **Моделирование обтекания спускаемого аппарата в дозвуковом и трансзвуковом потоках в условиях блочного струйного торможения**

Луценко А.Ю., Назарова Д.К.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

По мере активного торможения спускаемого аппарата (СА) и приближения его к поверхности планеты меняются условия обтекания от гиперзвукового ламинарного на больших высотах до турбулентного дозвукового течения и воздействия на СА отраженных от поверхности струй на этапе мягкой посадки.

Было проведено численное и экспериментальное моделирование обтекания СА сегментально-конической формы на дозвуковой и трансзвуковой скорости. Расчет проводился с использованием открытой платформы для численного моделирования – OpenFoam на базе Web-лаборатории UniHub.

При дозвуковых скоростях набегающего потока проводилось численное моделирование обтекания цилиндрических и сегментально-конических тел.

Результаты визуализации течения, полученного численным методом, подтверждают, что дозвуковое обтекание цилиндрических и сегментально-конических тел сопровождается отрывом потока на боковых поверхностях цилиндра и обратного конуса СА. На торцевой поверхности цилиндра и лобовом экране СА образуются области

повышенного давления, на боковых поверхностях давление пониженное, в донных областях образуются торообразные вихревые области.

Характер обтекания сегментально-конических тел трансзвуковым потоком является весьма сложным, так как связан с наличием смешанных (дозвуковых и сверхзвуковых) зон течения и областей отрыва. Инжекция струй приводит к трансформации структуры обтекания и способствует перераспределению давления как на лобовой, так и на боковой поверхностях моделей, что показал комплекс проведенных экспериментальных исследований, по результатам которого выявлены характерные структуры течения, качественно влияющие на изменение аэродинамических характеристик СА.

В работе также было выполнено математическое моделирование инъекции струй в затопленное пространство и в трансзвуковой набегающий поток. Измерения, проведенные по результатам численного моделирования, дают удовлетворительное совпадение геометрических параметров струй с эмпирическим расчетом. Сравнение с результатами эксперимента (теплеровские фотографии) показало качественное совпадение картины обтекания (образование соответствующих зон повышенного давления, разрежения, областей отрыва).

### **Modeling of subsonic and transonic flow around a reentry vehicle with block jet braking**

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

When vehicle brakes and approaches the planet's surface, initial conditions change from hypersonic laminar flow at great heights to subsonic turbulent flow and jets interacting with the surface on soft landing stage.

Numerical and experimental simulation of segmentally-conical reentry vehicles in subsonic and transonic flows was carried out. Calculations were performed using an open package for numerical simulation of continuum mechanics problems OpenFoam based on the Web-laboratory UniHub.

At subsonic speeds numerical simulation of flow around cylindrical and segmentally-conical bodies was carried out.

Flow visualization results obtained by the numerical method confirm that the subsonic flow around cylindrical and segmentally-conical bodies is accompanied by flow separation on the cylinder and inverted cone lateral surfaces. Some areas of increased pressure are forming on the cylinder face and the reentry vehicle front screen, on the lateral surfaces the pressure is decreased, toroidal vortexes are forming in the bottom region.

Character of the transonic flow around a segmentally-conical body is complicated, because there are mixed (subsonic and supersonic) zones and



areas of separated flows on the side surface of inverted cone. The jet injection leads to the transformation of the flow structure and contributes to the pressure redistribution on frontal and lateral surfaces of the models, that complex of experimental studies showed, typical flow structures, which influence on the vehicle aerodynamic characteristics, were revealed.

The work has also been carried out mathematical modeling of in-injection of jets in the ambient space and in transonic incoming flow. Measurements based on the numerical simulation results gave a satisfactory agreement with the empirical calculated geometrical parameters of the jets. Comparison with the experimental results (shlieren photos) showed agreement of the flow pattern (formation of the high pressure areas, rarefaction and separation regions).

### **Оптимизация траектории межпланетного перелета с оценкой допустимого времени внештатного отключения ЭРДУ**

Нгуен Диен Нгок, Константинов М.С.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась оценка требуемого запаса рабочего тела для ЭРДУ, который позволяет парировать возмущение траектории КА, связанное с нештатным выключением двигателя в любой точке любого активного участка межпланетной траектории. Анализируется траектория Земля-Земля-Венера с последующими возможными гравитационными маневрами у Венеры для выведения исследовательского зонда, гелиоцентрические траектории которого обеспечивает благоприятные условия для наблюдения Солнца. Рассматриваемая транспортная космическая система базируется на ракете-носителе «Союз-2», химическом разгонном блоке «Фрегат » и электроракетной двигательной установке (ЭРДУ), использующей радиочастотный ионный двигатель типа RIT-22.

На первом этапе проведенного исследования была выбрана схема выведения КА на рабочие орбиты для исследования Солнца. Схема включала гравитационный маневр у Земли и серию гравитационных маневров у Венеры. Для выбранной схемы разработана модель оптимального движения КА. Разработанный метод оптимизации траектории КА использует необходимые условия принципа максимума Понтрягина.

Второй этап исследования был посвящен разработке метода оценки требуемого запаса рабочего тела ЭРДУ, которое требуется для парирования возмущений, которые могут быть вызваны нештатным выключением двигателя. При существующем ограничении на располагаемый запас топлива проведенный анализ позволяет получить оценку допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ

для полученных на первом этапе номинальных траекторий. Численное исследование показывает, что, допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя может быть недостаточно велика.

На третьем этапе исследования решается проблема нахождения новой номинальной траектории. Увеличение допустимого времени нештатного выключения двигателя предлагается добиться за счет введения пассивного участка в конце гелиоцентрической траектории перелета, а также за счет введения дополнительного пассивного участка (или нескольких дополнительных пассивных участков) на траектории гелиоцентрического перелета. У вводимой в рассмотрение новой номинальной траектории есть определенное число выбираемых параметров. Эти параметры оптимизируются по критерию максимальной допустимой длительности нештатного выключения двигателя.

Результатом выполненной работы является нахождение такой новой номинальной траектории выведения КА, при реализации которой допускается максимально большое время нештатного отключения ЭРДУ. Для рассмотренной межпланетной траектории это время оказалось почти равным 5 суткам.

### **Optimization of interplanetary trajectories with the assessment of the permissible time of contingency turn off the electric propulsion**

Nguyen Dien Ngoc, Konstantinov M.S.

MAI, Moscow

The purpose of this article is to estimate the required fuel reserve of for electric propulsion, which allows to fend perturbation of trajectory associated with contingency turning off the electric propulsion at any point on the active segment of the interplanetary trajectory.

The Earth-Earth-Venus trajectory with the consequent possibility of Venus swing-by for spacecraft insertion into the heliocentric trajectories is analyzed which provides favorable conditions for solar observations. Space transportation system based on the launch vehicle "Soyuz-2", the chemical upper stage "Fregat" and electric propulsion using radio ion thrusters type RIT-22.

The SC insertion path into the working orbit for Sun exploration was chosen in the first stage of this article. The path included a Earth swing-by and a series of Venus gravity assist maneuvers. A model of the optimal motion of spacecraft is developed for selected path. Developed a method for optimizing the trajectory of the spacecraft uses the necessary conditions of the Pontryagin maximum principle.

The second stage of this article devotes to developing a method of assessing the required fuel reserve of the electric propulsion, which is

required to count the perturbation that may be caused by a contingency turn off the electric propulsion. When there is a restriction on the supply of disposable fuel analysis allows assessment of the permissible time of contingency turn off the electric propulsion for obtained in the first stage of nominal trajectories. Numerical investigation shows that the permissible time of contingency turn off the electric propulsion may not be sufficiently large.

At the third stage of this article, the problem of finding a new nominal trajectory is solved. Increase in the permissible time of contingency turn off the electric propulsion invited achieved by the creating of the passive segment at the end of the heliocentric trajectory, as well as through the introduction of additional passive segment (or more additional coasting) on the trajectory of the heliocentric flight. We entered into the consideration of a new nominal trajectory has a certain number of selectable parameters. These parameters are optimized by the criterion of the maximum permissible duration of contingency engine shutdown.

The result of this article is finding a new nominal trajectory for SC injection, the implementation of which may be as large as possible while permissible time of contingency turn off the electric propulsion. For considered interplanetary trajectory that time is nearly equal to 5 days.

### **Математическая модель радиотомографического мониторинга ионосферы с помощью спутниковых группировок**

Николаев П.Н., Белоконов И.В., Филонин О.В.

СГАУ, г. Самара

Одной из актуальных задач прикладных космических исследований является задача по реконструкции функции распределения электронной компоненты в ионосферном слое Земли. Это объясняется тем, что ионосфера, как среда распространения радиоволн, существенно влияет на работу различных систем навигации, локации и связи.

Автором разработана методика математического моделирования реконструкции пространственного распределения электронной плотности в шаровом слое ионосферы Земли с помощью группировки малых спутников. Суть ее заключается в том, что 24 спутника располагаясь равномерно на круговой орбите, зондируют радиоизлучением с частотой (150 и 400) МГц, в данном случае, кольцевой слой ионосферы. Применение томографических методов к данным о полном электронном содержании (ПЭС) в ионосфере, получаемых на трассах спутник-спутник, предложенной группировки, обеспечивает непрерывное получение информации о двумерном распределении ПЭС в глобальном масштабе. Показано, что при определенных условиях эту задачу можно свести к малоракурсной томографической задаче, и производить реконструкцию искомого

распределения электронной плотности с помощью быстродействующих сверточных алгоритмов.

Разработан пакет прикладных программ, позволяющий производить полный цикл математического моделирования, где для оценки качества реконструкции последовательно решается прямая и обратная задачи. Прямая задача состоит в получении интегральных характеристик среды (ПЭС), путем моделирования процесса радиоизлучения, для заданного распределения электронной концентрации. Обратная задача состоит в реконструкции двумерного распределения ПЭС на основе известного набора интегральных характеристик среды. Для задачи такого класса автором разработано специализированное малоракурсное динамическое ядро сверточного алгоритма, дающее возможность получать удовлетворительную реконструкцию в широком диапазоне входных проекционных данных.

### **Mathematical modelling of radio tomographic ionospheric monitoring via satellite constellation**

Nikolayev P.N., Belokonov I.V., Phylonin O.V.  
SSAU, Samara

The reconstruction of the electronic components distribution functions in Earth's ionospheric layer is an actual problem of applied space research. The reason is that the ionosphere as a medium of radio-waves propagation significantly affects the operation of the various systems of navigation, location and communication.

The mathematical modeling technique of the electron density spatial distribution reconstruction in Earth's ionosphere spherical layer using a constellation of small satellites was developed by the author. It assumes twenty - four satellites, that are arranged uniformly on the circular orbit, sound a ring layer of ionosphere with radio emission at frequencies of (150 and 400) MHz. The continuous acquisition of information about two-dimensional ionospheric total electron content (TEC) distribution on global scale is achieved by application of tomographic methods for obtaining data about ionospheric TEC on proposed constellation satellite-satellite path. It is shown that under certain conditions, the problem can be reduced to a few-view tomographic problem, and the desired reconstruction of the electron density distribution by fast convolution algorithms can be evaluated.

The applied software package allowing to perform a full cycle of mathematical modeling was developed, where direct and inverse problems were sequentially solved for quality assessment of reconstruction. The direct problem is to obtain the integral characteristics of the medium (TEC), by modeling the radio emission process for a defined electron density distribution. The inverse problem is to reconstruct of the two-dimensional

TEC distribution based on known medium integral characteristics set. The author developed specialized “few-views dynamic kernel” that provides an opportunity to obtain satisfactory reconstruction of wide range input projection data for this class of problems.

**Об одном подходе к обеспечению аэроупругой устойчивости маневренного беспилотного летательного аппарата на этапе эскизного проектирования**

Опарин А.С., Парафесь С.Г.

МАИ, Москва

Одной из важнейших проблем проектирования высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости с САУ. Аэроупругое взаимодействие БЛА с САУ можно представить в виде многосвязного контура, в котором две линии обратных связей: через податливость рулевого привода и тракт управления. Такая структура указывает на возможные виды потери динамической устойчивости: рулевые и корпусные формы флаттера, потеря устойчивости в системе «привод – руль» и потеря устойчивости в контуре «упругий ЛА – САУ».

Проблемы, связанные с обеспечением устойчивости контура «упругий ЛА – САУ», следует решать, начиная с этапа эскизного проектирования. Выявление факта наличия колебаний в многосвязном контуре лишь на завершающих этапах проектирования (при наземных и летных испытаниях) приводит к значительным дополнительным затратам средств и времени на проведение мероприятий по их устранению.

В работе рассматривается итерационный подход к решению проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости маневренного БЛА на этапе эскизного проектирования. Подход включает в себя три этапа. Первый этап – выбор структуры и основных параметров контура стабилизации БЛА с учетом его аэроупругих характеристик. Второй этап – рациональное раздельное проектирование подсистем: планера и САУ (в том числе, системы стабилизации и привода). Третий этап – согласование структуры и параметров планера и САУ с целью удовлетворения требованиям безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости с САУ.

С целью реализации предлагаемого подхода разработаны:

- математические модели исследования устойчивости системы «привод – руль» и контура «упругий ЛА – САУ»;
- методы согласования параметров конструктивно-технологических решений планера и САУ (привода и системы стабилизации) с целью обеспечения требований аэроупругой устойчивости БЛА;

– пример решения задачи согласования параметров планера и САУ с учетом требований аэроупругой устойчивости, который иллюстрирует возможные рекомендации для обеспечения аэроупругой устойчивости БЛА с учетом САУ.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, проект № 834, руководитель – Ненарокомов А.В.

### **About one approach to the ensuring of the aeroelastic stability maneuverable unmanned aircraft at the stage of preliminary design**

Oparin A.S., Parafes S.G.

MAI, Moscow

One of the most important problems of the designing of maneuverable unmanned aircraft is a security from a flutter and an aeroelastic stability with the automatic control system (ACS). The aeroelastic interaction unmanned aircraft and ACS can be presented in the form of a multiply-connected loop. There are the two lines feedbacks in this loop: through the malleability of the actuator and the control loop. This structure indicates that in addition to the flutter the losses of stability in the system «actuator – rudder» and in the loop «elastic aircraft – ACS» are possible.

The problems associated with stability of the multiply-connected loop «elastic aircraft – ACS» should be addressed, starting with the stage of preliminary design. Detection of the fact of the presence of oscillations in the multiply-connected loop only in the final stages of design (the laboratory and the flight tests) leads in significant additional costs money and time to undertake measures to eliminate.

An iterative approach to solving the problem of ensuring of the aeroelastic stability of the maneuverable unmanned aircraft at the stage of preliminary design is considered. The approach includes three stages. The first stage is the choice of the structure and of the main parameters of circuit stabilization of the aircraft in views its regard aeroelastic characteristics. The second stage – rational individual design of the subsystems: the airframe and the ACS (including, the stabilization system and the actuator). The third stage – the harmonization of the structure and parameters of the airframe and the ACS with the purpose of satisfaction of requirements of safety from the flutter and the aeroelastic stability with the ACS.

With the purpose of implementation of the proposed approach are developed:

- mathematical models of stability of the system “actuator – rudder” and the loop “elastic aircraft – ACS”;

- methods of coordination of the parameters of the constructive-technological decisions of the airframe and the ACS (the actuator and the

stabilization systems) with a view to compliance with the requirements of the aeroelastic stability of the aircraft.

– an example of solving the problem of coordination of the parameters of the airframe and of the ACS with the requirements of the aeroelastic stability that illustrates the possible recommendations to ensure the aeroelastic stability of the aircraft with account the ACS.

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

### **Единая платформа управления наземной инфраструктурой ракетно-космической техники**

Пашенко Д.В., Синев М.П.

ПГУ, г. Пенза

В РФ ведется разработка новых и модернизация существующих военных и гражданских ракетно-космических комплексов (РКК). Важной частью РКК являются объекты наземной инфраструктуры, включающие технологические и вспомогательные объекты и технические средства, основными функциями которых является заправка разгонных блоков и космических аппаратов компонентами топлива и газами с использованием заправочных станций, а также предпусковые работы, включающие управление хранилищами топлива, системами пожара-взрывотушения, системами мониторинга и т.д. Задачи управления рассматриваемых объектов представляют собой сложные и уникальные технологические процессы. При этом для каждого из классов изделий существует своя автоматизированная система контроля и управления, что существенно увеличивает стоимость и сложность их разработки, производства и эксплуатации. Поэтому актуальным является решение проблемы создания единой базовой платформы управления наземной инфраструктурой ракетно-космической техники, которое обеспечит работу широкой номенклатуры технических, технологических и вспомогательных систем с использованием унифицированных и масштабируемых отечественных аппаратно-программных комплексов, что позволит снизить временные и материальные затраты.

Автоматизированная система контроля и управления технологическими процессами РКК относится к классу распределенных систем, которые состоят из промышленных ЭВМ и встраиваемых устройств управления объектами (микроконтроллеров), объединённых коммуникационной сетью. Такие системы функционируют в жестком реальном времени и характеризуются наличием большого количества ресурсов и параллельных процессов, взаимодействующих через

коммуникационную среду. Актуальной является задача разработки инструментальных средств поддержки автоматизированного проектирования систем управления наземной инфраструктурой РКК, обеспечивающих единство программно-аппаратных платформ и, как следствие, портативность управляющего программного обеспечения.

Таким образом требуются новые подходы к проектированию распределенных систем управления для создания единой базовой платформы управления наземной инфраструктурой ракетно-космической техники, которые обеспечат работу широкой номенклатуры технических, технологических и вспомогательных систем. В рамках построения таких систем, ведется сотрудничество между кафедрой «Вычислительная техника» ПГУ и ЗАО «НИИФИ и ВТ» в области унификации систем управления объектами наземной инфраструктуры по ФЦП «Исследования и разработка по приоритетным направлениям развития НТК России на 2014-2020 г.» (Соглашение № 14.574.21.0045 от 19.06.14).

### **Uniform platform of management of land infrastructure rocket space equipment**

Pashchenko D.V., Sinev M.P.  
PGU, Penza

In the Russian Federation development new and modernization of the existing military is conducted and civil space-rocket complexes (SRC). Important part of RKK the objects of land infrastructure including technological are both auxiliary objects and technical means, main functions which gas station of accelerating blocks and spacecrafts is components of fuel and gases with use of gas stations, and also the prestarting works including management of storages fuels, systems of the fire-vzryvotusheniya, systems of monitoring and etc. Problems of management of the considered objects represent difficult and unique technological processes. Thus for everyone from classes of products there is the automated monitoring system and managements that significantly increases the cost and their complexity development, production and operation. Therefore is actual solution of the problem of creation of a uniform basic platform of management land infrastructure of the missile and space equipment, which will ensure functioning of the wide nomenclature technical, technological and auxiliary systems with use unified and scalable domestic hardware-software complexes that will allow to lower time and material inputs.

The automated control and management system for the technological processes of RKK belongs to the class of the distributed systems, which consist of industrial COMPUTERS and the built-in control units objects (microcontrollers) united by the communication network. Such systems



function in rigid real time and are characterized by existence of a large number of resources and parallel the processes interacting through the communication environment. The problem of development of tools is actual supports of the automated design of control systems land infrastructure of RKK providing unity programhardware platforms and, as a result, managing director's portabelnost software.

Thus new approaches to design are required distributed control systems for creation of the uniform basic platforms of management of land infrastructure space-rocket technicians who will ensure functioning of the wide nomenclature technical, technological and auxiliary systems. Within creation of such systems, cooperation between Computer facilities chair is conducted PGU and JSC NIIFI i VT in the field of unification of control systems objects of land infrastructure according to the FTP "Researches and development in the priority directions of development of NTK of Russia for 2014-2020" (Agreement of No 14.574.21.0045 of 19.06.14).

### **Концептуальные проблемы оценки качества и конкурентоспособности ЛА на этапе технического предложения**

Пестов М.Д.

МАИ, г. Москва

Системный подход к проектированию ЛА и их комплексов ставит перед проектантом, во-первых, задачу выбора иерархической непротиворечивой системы моделей описывающих зависимость свойств проектируемого объекта, в частности используемых для оценки его качества, от варьируемых конструктивных и управляющих параметров и задаваемых возмущающих. Вторая задача - выбор иерархической системы адекватных критериев оптимизации, на базе свойств оцениваемых принятой моделью. Далее анализируется часто используемый для боевых, ударных ЛА критерий эффективность-стартовая масса. В нем эффективность ЛА оценивается как вероятность поражения цели в стрельбовой операции ЛА. На основе анализа для реализации многокритериальной оптимизации, при проектировании технических систем, наиболее рациональным представляется использование принципа Парето и главного критерия для однозначного решения. Для формирования главного критерия предлагается концептуальная модель критерия как отношение совокупности свойств объекта, определяющих его способность удовлетворять заданную потребность к совокупному ущербу, связанному с материальными финансовыми и трудовыми, затратами, а так же с экологическим ущербом, наносимом окружающей среде на всех этапах жизненного цикла проектируемого ЛА. В расчетной модели предлагаемого критерия в качестве обобщенного показателя свойств удовлетворять потребность

предлагается использовать мультипликативную свертку вероятностных показателей свойств (не только вероятности поражения цели). В качестве показателей ущерба использовать сумму затрат, связанных с обеспечением этих свойств в виде стоимости или, в частном случае, в виде массы частей ЛА. Далее рассматривается проблема оценки конкурентоспособности ЛА на этапе технического предложения, которая не может быть оценена только по показателям качества ЛА в рамках одной стрельбовой операции по зачетной цели. Конкурентоспособность ЛА должна оцениваться только совместно с комплексом ЛА, с учетом многоцелевого характера его использования. В качестве меры ущерба при этом для комплекса следует рассматривать не только цену продажи, но и потенциальные затраты покупателя на эксплуатацию комплекса за весь срок службы

### **Conceptual problems of quality and competitiveness assessment of vehicles in a phase of technical offer**

Pestov M.D.

MAI, Moscow

There are two goals of systematic approach of designing vehicles and vehicle complexes. The first goal is to choose a system of hierarchical and self-consistent models that describe how characteristics of the object of research depend. Particularly, the system describes how characteristic of quality depend of constructional and regulating parameters and influences. The second goal is to choose hierarchical system of fitting criterions of optimization. The criterions must base on characteristics with which the model is appreciated. Than criterion of potency – initial weight is to be estimated. This criterion is often used for assessment of battle and crushing vehicles. Dimension of the criterion is probability of defeating the aim by the vehicle. To design the vehicle and to realize the multicriterial optimization on the base of this analyses the principle of Pareto and criterion of monosemantic decision are the best to use. Conceptual model of criterion is offered to determine the primary criterion. The primary criterion is a ratio of summation of the object's attributes (that determine it's ability to satisfy a set require) to overall damage that associates with financial costs and workforce as well as with environmental damage. The fly causes environmental damage during all the cycle of its designing. In a process of designing the model there is a description how it satisfies different requirements. This description is a complicated index which means multiplicative summation of probabilistic indexes (it means not only probability of defeat of the aim). The damage is rated by a sum of costs that provide satisfaction of requirements or, for instance, by weight of parts of the vehicle. The next step is considering a problem of assessment of competitiveness of the vehicle in a phase of

technical offer. The problem could not be assessed with the quality index of the single fire act. Competitiveness of the vehicle must be assessed with the complex of vehicles, taking into account different purposes of its function. For assessment a damage of complex of vehicles not only selling price is considered but a potential costs of a customer for maintenance of a complex of vehicles are also considered.

### **Анализ систем генерации кислорода для экипажа при полете на Марс**

Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А.  
НИИхиммаш, Москва

При пилотируемом полете на Марс, единственно возможный способ обеспечения экипажа кислородом для дыхания - это система генерации кислорода (СГК) электролизом воды, полученной из продуктов жизнедеятельности человека. Сегодня можно рассматривать только три технологии электролиза, как наиболее разработанные и имеющие летные варианты систем.

1. СГК электролизом воды со статической щелочной матрицей Европейского космического агентства только планируется к поставке на Международную космическую станцию (МКС) и не имеет опыта длительной работы даже на Земле. Данная СГК не обладает преимуществами в ресурсе, массе и энергопотреблении и, по проведенной оценке, будет неустойчива в работе.

2. СГК электролизом воды с твердым полимерным электролитом (ТПЭ) США работает на МКС с 2007 г. и на апрель 2014 г. наработала  $\approx 2,5$  года (без учета стоянок). За время эксплуатации СГК происходила многократная замена ее технологических блоков, включая замену основного блока с электролизером. Кроме того, мембрана ТПЭ деградирует из-за выделяющихся микропримесей (особенно при стоянке), что увеличивает энергопотребление электролизера в 1,5 раза и ведет к отказу СГК. Масса и удельное энергопотребление СГК с ТПЭ в  $\approx 2$  раза больше, чем у Российской СГК.

3. Российская СГК электролизом воды с циркулирующей щелочного электролита «Электрон-ВМ» работает на МКС с 2000 г. и на сентябрь 2014 г. наработала  $\approx 9,3$  года (без учета стоянок). СГК обеспечивает производительность кислорода до 160 нормальных л/час (на 6 человек), имеет массу 164 кг (включая 160 кг для технологического блока – ТБ) и удельное энергопотребление от 7,56 до 8,86 Вт-час на 1 норм. литр O<sub>2</sub>. Фактическая наработка на МКС у ТБ составила 1265 суток до отказа для ТБ 009 в 2006-2011 гг. и 678 суток без отказа для ТБ 011 с 2011 г. по настоящее время. За время выработки ресурса ТБ какого-либо ухудшения его характеристик не обнаружено.

За период эксплуатации на МКС система «Электрон-ВМ» прошла длительную отработку и модернизацию, созданы и успешно применяются методики эксплуатации, дополнительное оборудование и система наземной поддержки. Возможные нештатные ситуации сведены к минимуму. Поэтому, система «Электрон-ВМ» является единственной СГК, которая имеет приемлемые характеристики по ресурсу, массе, энергопотреблению и надежности и может быть использована при полете на Марс. При создании марсианского корабля необходимо применить следующий подход по отношению к СГК:

- обязательное наличие двух рабочих мест для СГК «Электрон-ВМ»;
- автономный блок управления, связанный с главным компьютером;
- система автоматической обработки информации о параметрах СГК;
- учет взаимосвязи всех систем, работающих совместно с СГК.

Оценка общей массы для СГК при полете на Марс экипажа 6 человек длительностью 500-600 суток дает 340 кг при 2-х ТБ и 500 кг при 3-х ТБ.

### **Analysis of the crew's oxygen generation systems for the flight to Mars**

Proshkin V.Ju., Kurmazenko E.A.

NIChimmash, Moscow

The oxygen generation system (OGS) based on water electrolysis is the only way to provide oxygen for the breathing during manned flight to Mars. Water for electrolysis will be received from products of life. Today, only 3 water electrolysis technologies can be considered as most developed and flight system alternatives.

1. OGS with fixed alkaline electrolyte, designed by Europe (ESA) and only planned to be operated aboard the International Space Station (ISS). This OGS has no experience in even ground prolonged operation has no advantage of service life, mass, power consumption and as estimated instable in operation.

2. OGS with solid polymer electrolyte (SPE), designed by USA and operated the aboard the ISS since 2007. As of April 2014, this system has 2.5 running years (without taking into account the periods of system shutdowns). During the operated there were many replacements of system units, including replacement of the main unit with electrolyser. In addition, membranes SPE degrade due to the trace contaminants in water (especially, during the periods of system shutdowns), this increases the electrolyser's energy consumption in 1.5 times and leads to system failure. OGS with SPE has the mass and specific energy consumption twice more that the Russian OGS.

3. OGS «Electron-VM» with alkaline electrolyte (25 % solution KOH) circulated through the cathode and anode cavities of the electrolyzer, designed by Russia and operated aboard the ISS since 2000. As of September 2014, this system has 9.3 running years (without taking into account the

periods of system shutdowns). OGS' production rate is up to 160 normal l/h O<sub>2</sub>, its a mass is 164 kg (including 160 kg for the technological block - TB) and specific energy consumption from 7.56 to 8.86 WHr at 1 normal liter of oxygen. As to the ISS maximum operating time of TB has been up to 1265 days before failure for TB 009 between 2006 and 2011 and 678 days without failure for TB 011 from 2011 till now. For all TBs aboard the ISS during a service life it has not been detected any deterioration of block's parameters.

For the period of working aboard of ISS system «Electron-VM» has a long development and modernization, created and successfully applied methods of exploitation, auxiliary equipment and ground support system. Possible off-normal situations are minimized. Therefore, the system of "Electron-VM" is the only OGS, that has appropriate characteristics for the resource, mass, power and reliability and can be used during space flight to Mars. For the Martian spaceship the following approach must be applied towards the OGS:

- obligatory presence on board two places for OGS «Electron-VM»;
- an autonomous control unit associated with the main onboard computer;
- automatic processing of information about current OGS parameters;
- accounting interactions of all systems that work together with the OGS.

The total mass of the OGS «Electron-VM» during the flight to Mars 6 crew for 500-600 days is estimated 340 kg with two TB and 500 kg with three TB.

### **О вопросе анализа надёжности сверхмалого спутника «SibCube»**

Пятков А.Г.

СибГАУ, г. Красноярск

В последние годы можно отметить череду аварий в космической отрасли. Ряд аварий, связанных с ракетоносителем «Протон-М» произошел с декабря 2010 года. Аварии и сбои с запуском космических аппаратов (КА) 3 «Глонас-М», КА «Экспресс АМ4», «Телком-3», «Экспресс МД2», «Ямал-402», вновь 3 «Глонас-М», «Экспресс АМ4Р». Потери каждого оцениваются в несколько млрд рублей. В силу таких событий вопрос анализа надёжности и контроля качества в космической отрасли приобретает большое значение.

Существуют десятки методов анализа надёжности, при том каждый имеет свои преимущества и недостатки, ограничения в области их применения. Перечень методов для решения общих задач анализа надёжности можно найти в государственных стандартах (ГОСТ Р 51901.5-2005 в России и международный стандарт IEC 60300-3-1:2003). Так разработанный в США для оценки системы Launch Control межконтинентальной баллистической ракеты Minuteman I, метод анализа дерева неисправностей (FTA) получил широкую поддержку и часто используется экспертами в качестве инструмента анализа отказов по степени надёжности. Однако он не предназначен для анализа

структурно-сложных систем. При этом техническая система КА преимущественно может быть представлена только немонотонной моделью, т.к. влияние составляющих её компонентов и взаимодействие между событиями невозможно представить только последовательными и параллельными связями. Для анализа надёжности такой системы может быть использован современный общий логико-вероятностный метод анализа надёжности систем. В основе этого метода лежит логико-вероятностное исчисление, использующее правила вычисления и оперирования с высказываниями, принятыми в двузначной логике, и математический аппарат теории вероятности. Среди преимуществ метода можно назвать меньшую трудоёмкость в сравнении с классическим теоретико-вероятностным и Марковским методом и возможность получить оценку сложного утверждения о надёжности системы с учётом её сложной структуры. Применение этого метода в космической деятельности имеет перспективы, а практическая апробация запланирована для проекта СибГАУ «SibCube» (сверхмалого космического аппарата класса CubeSat). Целью «SibCube» является повышение качества образования в аэрокосмической отрасли и тестирование технологий. Несмотря на ограничения таких КА (массогабаритные, энергетические ограничения) и относительно низкие сроки активного существования (1-2 года) повышение их живучести и безотказности остаётся актуальной задачей. Актуальна она и для проекта «SibCube».

Таким образом, проект нано-спутника «SibCube» позволит не только проводить тестирование технических устройств в условиях космоса, но и провести апробацию одного из развивающихся методов анализа надёжности.

### **About a question of nano-satellite «SibCube» dependability**

Piatkov A.G.

SibSAU, Krasnoyarsk

There is a sequence of accidents in aerospace in recent years. Many of them are associated with booster rocket «Proton-M» that is lasting since 05.12.2010. These accidents and failures of satellite launching have affected 3 «Glonas-M», «Express AM4», «Telecom-3», «Express MD2», «Yamal-402», again «Glonas-M» and «Express AM4P». Every accident is estimated at some milliards of rubles. As a result a question of dependability and quality control is getting more significance in aerospace in Russia.

There are scores of dependability analysis methods with advantages and disadvantages, boundary conditions for its application. Enumeration of the most popular methods is in some standards (GOST P 51901.5-2005 in Russia and international standard IEC 60300-3-1:2003). For instance, one of popular

methods is method of Fault Tree Analysis (FTA) that was developed in USA to estimate intercontinental ballistic missile launch control system called as Minuteman I. This method is popular as analysis tool to analyze scope of failures. However, it does not support analysis of complex structural systems whereas technical system of satellite is described only as a nonmonotonic model because its component influence and its interaction of events of model cannot be produced only as sequential and parallel links. Dependability analysis of such a system might be done with common Boolean function technique of system dependability analysis. This method is based on a logical and probabilistic calculation. Calculating and manipulating with statements (boolean logic) and mathematical techniques of probability theory are used in the logical and probabilistic calculation. Advantages of the method is lower amount of calculation in comparison with the classical probability theory and Markov method.

Application of this method in space field has prospects. The object for approbation is the «SibCube» project (CubeSat class nano-satellite of SibSAU). The aim of «SibCube» is to improve the quality of education in the aerospace industry and testing technologies. Despite nano-satellite limitations (weight, size, energy) and relatively low active lifetime (1-2 years) increasing of satellite survivability and reliability is an essential task.

Thus, the «SibCube» project is testing means of technologies in the space environment and developing dependability analysis method approbation.

### **Проектирование и выбор конструкции узла соединения керамического обтекателя ракеты с металлическим шпангоутом**

Рогов Д.А., Васюков М.В., Латыш С.И.

МАИ, г. Москва

Целью настоящей работы является теоретическое прогнозирование несущей способности обтекателя с керамической оболочкой и металлическим шпангоутом для ракет авиационного базирования и выбор оптимального варианта конструкции. В качестве критерия оптимальности принимается минимум растягивающих напряжений в керамике. Результаты расчетных исследований подкрепляются натурными испытаниями макетных изделий.

В основу конструкции шпангоута заложены две металлические обечайки с кольцевыми выступами, соединенные телескопически и зафиксированные радиальными штифтами, установленными по скользящей посадке. Обечайка шпангоута из инварового сплава соединена с внутренней поверхностью керамической оболочки эластичным клеем-герметиком. Переходное титановое кольцо обеспечивает соединение обтекателя со вторым отсеком.

Проведенные расчеты температурных полей и общего напряженно-деформированного состояния обтекателя выполнены методом конечных элементов с использованием пакета прикладных программ. Результаты показали высокие уровни температур в шпангоуте, клеевом шве и растягивающих напряжений в керамической оболочке вследствие её радиального распора шпангоутом.

Для данного типа изделий работоспособность обтекателя в целом определяется несущей способностью керамической оболочки – как наиболее слабого с точки зрения прочности и надежности элемента. Разрушение оболочки возможно лишь при достижении в ней напряжений, превышающих предел прочности на растяжение.

Основной целью расчетов было определение оптимальной в части минимизации напряжений конструкции, которая (по сравнению с первоначальным вариантом) при минимальных вносимых изменениях позволяла бы повысить несущую способность и надежность обтекателя.

Расчетным путем показано, что максимум напряжений возникает в узле стыка керамической оболочки с металлическим внутренним шпангоутом. Результаты испытаний при одновременном воздействии нагрева и силовых факторов подтвердили данную гипотезу.

К рассмотрению были предложены несколько вариантов конструкции с измененной геометрией внутреннего инварового шпангоута, которые должны значительно снизить уровень растягивающих напряжений в керамике, определяющихся внутренним распором от шпангоута.

Дополнительное снижение растягивающих напряжений достигается созданием кольцевых пустот внутри узла соединения. Проточки между металлическими обечайками уменьшают теплообмен, что значительно снижает температуру внутренней обечайки, а пустоты между керамикой и внутренней обечайкой в юбочной части керамической оболочки снижают напряжения краевого эффекта в ней от теплового распора.

### **Design of a joint of a ceramic nose cone with a metallic shell ring**

Rogov D.A., Vasyukov M.V., Latysh S.I.

MAI, Moscow

The purpose of the article is to predict load-bearing capability of a nose cone with a ceramic dome and a metallic frame ring for air-based missiles and to choose an optimal design. The optimality criterion is minimum tensile stress in ceramics. The field tests of mock-up models confirm the estimated data.

The frame ring consists of two metallic shells with collar rims telescoped together and fixed with radial slip-fit pins. The invar frame is connected to the inner surface of the ceramic skin with flexible adhesive sealant. A



titanium adapter ring provides connection of the nose cone with the second section.

The calculations of temperature field and stress strain behavior of the nose cone are performed with finite element method by using software package. The results showed high temperatures in the ring, the adhesive-bonded joint and high tensile stress in the ceramic skin because of radial pressure of the ring.

For this type of structures working efficiency of the nose cone is determined by load-bearing capability of the ceramic dome as it is the most vulnerable part according to strength and reliability. The breakdown of the ceramic is possible only when reaching stress exceeding tensile strength.

The main purpose of the calculations was to determine an optimal design in terms of minimizing tensile stress for this design (as compared to an original design) to increase nose cone load-bearing capability and reliability by introducing minimum changes.

The analysis demonstrates that maximum stress is in the joint of the ceramic skin with the metallic inner shell ring. The results of simultaneous thermal and force impact tests proved this hypothesis.

It was considered several variants of structures with the redesigned invar inner shell ring to reduce tensile stress in ceramics from ring's inner pressure.

Ring cavities inside the joint are formed to additionally reduce tensile stress. The cavities between metallic shells decrease heat exchange and therefore reduce temperature of the inner shell and the cavities between ceramics and the inner shell in the skirt part of the ceramic skin reduce boundary disturbance in it because of thermal action.

## **Применение непрофилированного электрода-щетki для повышения эксплуатационных характеристик изделий ракетно-космической техники**

Рязанцев А.Ю., Кириллов О.Н.

«ВМЗ»-филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ВГТУ, г. Воронеж

Современное гибкоструктурное производство требует использования универсального инструмента. Для этого подходят электрофизические и электрохимические методы обработки где в качестве инструмента используются непрофилированные электроды, в частности электрод-щетка.

Представляет интерес применение электрода-щетki для придания материалам высоконагруженных деталей новых повышенных эксплуатационных показателей. Электродом-щеткой были обработаны типовые изделия, имеющие сложную геометрическую форму: трубопроводы гидросистем, «шнеки». После комбинированной обработки электродом-щеткой в изделиях из сплавов алюминия

усталостная прочность соизмерима с усталостной прочностью образцов после фрезерования и зачистки на слесарных операциях. В поверхностных слоях обработанных деталей не обнаружено увеличения микрораствраивания. При обработке изделий из титановых сплавов электродом-щеткой с напряжением не превышающим 4 В, не высокими окружными скоростями, не более 10 м/с появляется возможность наносить на обрабатываемую поверхность с медного электрода-щетки тонкий защитный слой. В результате происходит в 2,5-3 раза повышение усталостной прочности. Увеличивается угол загиба у титанового сплава ВТ1-0 с 105° до 180°, у титанового сплава ВТ6-4 с 87° до 160°. В результате обработки не происходит наводороживание в поверхностном слое: содержание водорода составляет 0,01%, что в 1,5 раза меньше чем в состоянии поставки и в 2,5-3 раза ниже чем после электрохимической и электроэрозионной обработки. В основном металле содержание водорода составляет 0,007%, что соответствует состоянию поставки металла, это исключает образование  $\alpha$ -зоны, которая вызывает снижение пластичности материала. После обработки электродом-щеткой (А.с. 1732558) пластичность титановых изделий увеличивается на 10-40%, что позволяет изготавливать их глубокой вытяжкой. Также титановые сплавы характеризуются однородными физико-механическими свойствами при использовании электрофизической обработки. Обработка электродом-щеткой не нарушает химический состав обрабатываемых материалов, в их поверхностном слое наблюдается увеличение микротвердости, структура зоны термического влияния более равномерная, зерно более мелкое, чем до обработки, что позволило увеличить коррозионную стойкость материалов, улучшить механические свойства и увеличить ресурс работы.

Полученные результаты позволяют использовать комбинированную обработку непрофилированным электродом-щеткой для изготовления изделий из токопроводящих материалов для авиации, космонавтики и других отраслей промышленности.

### **Use of plain brush electrode for improvement of operational characteristics of the rocket-and-space products**

Ryazantsev A.U., Kirillov O.N.

“VMP”-branch of FSUE Khrunichev SRPSC, VSTU, Voronezh

Modern flexible manufacturing requires the use of a multipurpose tools. Electrophysical and electrochemical treatment methods are suitable for this. The plain electrodes, particularly a brush electrode, is used for this method.

Of interest is the use of brush electrode to give the high-load item materials new increased operational characteristics. Typified workpieces with complex geometry were processed by brush electrode: hydraulic system lines,

“worms”. After compound treatment by brush electrode the fatigue strength of the aluminum alloy products is commensurable with fatigue strength of the specimens after milling and stripping during mechanical operations. In the surface layers of the processed items no increase of the microetching was found. During processing of the articles made from titanium alloy by brush electrode with a voltage up to 4 V and with low periphery speed up to 10 m/s it is possible to apply a thin protective copper layer from the brush electrode on the processed surface. The result is 2.5-3 times increase of the fatigue strength. The titanium alloy BT1-0 bend angle is increased from 105° up to 180°, the titanium alloy BT6-4 bend angle is increased from 87° up to 160°. As a result of the processing the hydrogen absorption in the surface layer does not happen: the hydrogen content is 0,01% which is 1,5 times less than in the condition of supply and 2,5-3 times lower than after electrochemical and electric erosion processing. In the basic metal the hydrogen content is 0,007% which is equivalent to the condition of supply of the metal, and this eliminates  $\alpha$ -zone formation which causes decrease of the material ductility. After the processing by the brush electrode (A.c. 1732558) the ductility of the titanium products is increased by 10-40% which allows to produce them by means of deep drawing. Also titanium alloys are characterized by homogeneous physical and mechanical properties during the use of electrophysical treatment. Processing by the brush electrode does not affect the chemical composition of the processed materials and in their surface layer there is increase of microhardness. The structure of the heat affected zone is more uniform and the grains are finer than before the treatment. These allows to increase corrosion resistance of materials, to improve mechanical properties and to increase their service life.

The obtained results allow to use compound treatment by means of plain brush electrode for manufacture of the articles made from conductive materials for aviation, space technologies and other industries.

**Повышение эффективности диагностического обеспечения бортовых систем управления современных космических аппаратов за счет многоуровневой аппаратной реконфигурации**

Новичков В.М.<sup>1</sup>, Савкин Л.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>Филиал ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Калуга

В работе рассматривается возможность аппаратного выделения диагностической подсистемы из состава бортовой системы управления (БСУ) современных космических аппаратов (КА), и функционирования ее в качестве самостоятельной аппаратной подсистемы БСУ.

Целью данной работы является разработка и исследование встроенной диагностической подсистемы БСУ, реализуемой на базе единого вычислительного поля с многоуровневой реконфигурацией. В

качестве основной электронной компонентной базы, используемой для создания вычислительного поля, рассматриваются программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС).

Исследование возможностей многоуровневой аппаратной реконфигурации, применительно к диагностической подсистеме БСУ, проводится в четырех основных аспектах:

1. аппаратная реализация различных диагностических алгоритмов в режиме реального времени для диагностики сложных видов неисправностей и отказов БСУ;

2. высокая степень локализации неисправностей и сбоев в БСУ, включая бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ);

3. высокая гибкость диагностических алгоритмов при анализе сложных видов неисправностей и отказов БСУ;

4. бортовая диагностика сложных элементов БСУ методами аппаратного дублирования и имитационных алгоритмов, за счет адаптивной реконфигурации диагностических модулей непосредственно на борту КА.

В разрабатываемой диагностической подсистеме БСУ уровни аппаратных конфигураций предлагается распределять по иерархическому принципу в виде вложенных матриц, начиная от уровня коммутируемых логических блоков, входящих состав ПЛИС, и вплоть до подсистем, образующих независимые диагностические модели.

Проводится сравнительный анализ преимуществ и недостатков разрабатываемой диагностической подсистемы и программной системы контроля и диагностики БСУ. Показана возможность создания аппаратных платформ с корректируемой архитектурой, число реконфигурируемых уровней которой ограничивается лишь характеристиками используемых ПЛИС.

Результатом выполненной работы является структурная схема диагностической подсистемы БСУ с блоками многоуровневой реконфигурации.

### **Increase of efficiency of diagnostic support the onboard management systems of the modern spacecrafts for the score multi-level hardware reconfiguration**

Novichkov V.M.<sup>1</sup>, Savkin L.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>MAI, Moscow;

<sup>2</sup>The Branch of Federal Enterprise “Lavochkin Association”, Kaluga

This paper examines the possibility of hardware selection diagnostic subsystem from the onboard control system (OCS) modern spacecraft, and functioning as an independent hardware subsystem OCS.

The aim of this work is research and development of integrated diagnostic subsystem OCS implemented on a single computing fields with multi-level reconfiguration. As the basic electronic components used to create the computing field, discusses the programmable logic integrated circuit (FPGA).

The four main aspects of investigation of the possibilities for multi-level hardware reconfiguration, in relation to diagnostic subsystem OCS:

1. hardware implementation of different diagnostic algorithms in real-time to diagnose complex faults OCS;
2. high degree of localization of faults and failures in the OCS, including on-board digital computing machine;
3. high flexibility of diagnostic algorithms in the analysis of difficult types of OCS failures;
4. onboard diagnostics of difficult elements of OCS by methods of the hardware duplicating and imitative algorithms, due to the adaptive reconfiguration of diagnostic modules directly onboard the spacecraft.

In developing diagnostic subsystem OSC levels of hardware configurations is to be distributed hierarchically in the form of nested matrices, starting from the level of switching the logical units comprising part of the FPGA, and until subsystems forming an independent diagnostic model.

A comparative analysis of the advantages and disadvantages of the developed diagnostic subsystem and the software system monitoring and diagnostics of OCS. The possibility of creation of hardware platforms with adjustable architecture, the number of reconfigurable levels which is limited only by the characteristics of the FPGA.

The skeleton diagram of a diagnostic subsystem of OCS with units of multi-level reconfiguration is result of the performed work.

### **Обоснование разработки системы регенерации санитарно-гигиенической воды для космической станции**

Сальников Н.А., Бобе Л.С.

НИИХиммаш, г. Москва

Реализация перспективных орбитальных и межпланетных полетов связана с совершенствованием систем жизнеобеспечения (СЖО) экипажа. Одной из важнейших составляющих СЖО являются системы водообеспечения (СВО). Эти системы должны осуществлять максимальное извлечение и регенерацию воды из водосодержащих продуктов жизнедеятельности человека и биотехнического комплекса, обеспечивая потребности экипажа в воде с минимальным добавлением воды из запасов. Одним из решающих факторов совершенства систем регенерации является максимально возможный коэффициент извлечения воды.

Работы по созданию систем регенерации воды проводились Всесоюзным научно-исследовательским и конструкторским институтом химического машиностроения НИИХИММАШ (г. Москва) – разработчиком систем в содружестве с РКК «Энергия» - генеральным заказчиком, разработчиком пилотируемых космических станций и Институтом медико-биологических проблем (ИМБП) – головной медико-биологической организацией пилотируемой космонавтики. В результате проведенных фундаментальных исследований и опытно-конструкторских работ были разработаны эффективные малоэнергетские и малоотходные технологии, основанные на физико-химических процессах, и созданы летные системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги и урины для космических станций «Салют», «Мир» и МКС.

Для станции «Мир» была также разработана и кратковременно испытана система регенерации санитарно-гигиенической воды (СРВ-СГ) на основе фильтрования с последующей сорбционной очисткой. Такая система применима только при использовании диссоциирующего на ионы моющего средства, например катамина с окисью амина, и не позволяет использовать обычное мыло и шампуни. В связи с достигнутым в последнее время прогрессом в изготовлении полимерных полупроницаемых мембран появилась возможность использования мембранной технологии в системах регенерации воды на космической станции. Проведенный анализ показал перспективность использования мембранных методов для регенерации санитарно-гигиенической воды, полученной при использовании общепринятых моющих средств, и выявил необходимость экспериментальных исследований.

В настоящем докладе рассмотрена принципиальная схема системы и приведены результаты предварительных исследований аппаратуры для очистки воды от жидкого мыла, используемого при общепринятых гигиенических процедурах. Обоснована технология очистки, основанная на использовании метода обратного осмоса.

### **Validity of hygiene water processing system development for a space station**

Salnikov N.A., Bobe L.S.  
NIIchimmash, Moscow

Implementation of promising orbital and interplanetary missions depends on the improvement of life support systems (LSS). One of the key components of LSS is water supply systems (WSS). These systems should be able to recover a maximum of water from water-containing life products and bioengineering complex providing for the crew's needs in water with

minimum supply water added. One of the decisive factors defining recovery system high efficiency is the maximum water recovery efficiency.

Water recovery systems have been designed by the Research and Design Institute of Chemical Engineering NIICHIMMASH (Moscow) in collaboration with the "Energiya" - the general customer and developer of manned space stations, and the Institute of Biomedical Problems (IBMP) - the main biomedical organization of manned spaceflights. From the fundamental researches and development activities efficient low-power and low-waste technologies based on physico-chemical processes have been designed. The flight systems for water recovery from humidity condensate and urine for space station "Salyut", "Mir" and the ISS have been built.

The hygiene water processing system based on filtration followed by sorption purification have been also designed and tested for a short period of time on the space station "Mir". Such a system can only be used if the soap is capable of dissociating into ions, for example, catamine with amine oxide which is different from commonly employed soaps and shampoos. Thanks to the recent achievements in the manufacturing of polymeric semipermeable membranes it has become possible to use membrane technology of water recovery on board the space station. The analysis has shown that the use of membrane methods for hygiene water processing with the use of common soaps is very promising. Further experimental studies are necessary.

In this report a flow diagram of the system is shown. The results of preliminary researches of the hardware for water purification containing liquid soap commonly accepted in conventional hygiene procedures are provided. The necessity of technology for water purification, based on the method of reverse osmosis, is proven.

### **Оптимизация геометрии аэродинамической иглы с использованием пакетов pSeven и FloEFD**

Саратов А.А.<sup>1</sup>, Аксенов Л.А.<sup>2</sup>, Хоминич Д.С.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Датадванс, <sup>2</sup>Mentor Graphics, г. Москва

Целью работы являлось определение оптимальной в заданных диапазонах параметров геометрии аэродинамической иглы для минимизации лобового сопротивления на разных углах атаки на сверхзвуковых скоростях.

Аэродинамические иглы используют для уменьшения аэродинамического сопротивления на летательных аппаратах, движущихся со сверхзвуковыми скоростями. Изучение аэродинамических свойств таких насадок проводится как экспериментально, так и на основе численного моделирования. Для определения аэродинамического сопротивления на ненулевых углах атаки требуется моделировать трехмерное внешнее обтекание тела

сверхзвуковым потоком, что является сложной и ресурсоемкой вычислительной задачей.

Аэродинамические расчеты проводились в пакете FloEFD, предназначенном для гидрогазодинамического и теплового моделирования. Для решения задачи были определены оптимальные параметры расчетной сетки и исследован вопрос сходимости результатов численного расчета.

В рамках работы проведена оптимизация формы иглы по четырем параметрам геометрии с использованием программной платформы для автоматизации инженерного анализа и оптимизации pSeven, основанной на алгоритмическом ядре MACROS. Использование алгоритма оптимизации на основе суррогатных моделей позволило получить оптимальные параметры геометрии иглы при минимальном бюджете вычислений. В работе показан подход к автоматизации решения подобных задач в пакете pSeven.

Постановка оптимизационной задачи не включала учет тепловых эффектов, которые играют большую роль при выборе формы аэродинамической иглы при проектировании реальных летательных аппаратов. Однако отсутствие такого ограничения позволило при поиске глобального минимума целевой функции получить несколько разных по геометрии решений с близкой аэродинамической эффективностью.

Результатом выполненной работы является набор оптимальных параметров геометрии аэродинамической иглы для минимизации сопротивления на разных углах атаки при сверхзвуковом обтекании.

### **Aerodynamic needle optimization using pSeven and FloEFD software package**

Saratov A.A.<sup>1</sup>, Aksenov L.A.<sup>2</sup>, Khominich D.S.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>DATADVANCE, <sup>2</sup>Mentor Graphics, Moscow

The goal of the present work is do define an optimal geometry of aerodynamic needle within the required range of parameters in order to minimize supersonic drag at the different angles of attack.

Aerodynamic needles are used to reduce aerodynamic drag of aircrafts under the supersonics. Both experimental research and simulations are used to study aerodynamic characteristics of such needles. To evaluate aerodynamic drag at the nonzero angles of attack, a 3D modeling of the objects' external supersonic flow is required. This is a complex and resource-consuming computational challenge.

CFD analysis was performed in FloEFD software package, used for CDF and thermal simulations. To solve the problem, mesh convergence was analyzed and optimal FE mesh parameters were set.



In this work, four parameters of needle's geometry were optimized using pSeven – software platform for engineering automation, data analysis and optimization, powered by MACROS algorithmic core. Using surrogate-based optimization algorithm allowed obtaining optimal needle geometry parameters with the minimum solver calls budget. The work demonstrates the process of automating similar problems solution in pSeven.

Optimization problem setup didn't consider thermal effects, which play a big role in the aerodynamic needle geometry selection process in the course of aircraft design. However, ignoring this constraint allowed getting several different geometries with similar aerodynamic efficiency during the global optimum search.

The result of the executed work is a set of optimal geometry parameters of aerodynamic needle to minimize supersonic drag at the different angles of attack.

### **Метод определения скорости пульсирующего течения питательной жидкости в замкнутом микроканале биореактора на орбитальной станции**

Семёнова О.В., Петров В.А., Хаустов А.И.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является определение основных физических параметров пульсирующего течения питательной жидкости в замкнутых микроконтурках (высота 100 мкм, ширина 500 мкм) биореакторов для выращивания клеток на борту орбитальной станции.

На специально разработанном стенде были проведены серии экспериментов, позволяющие учесть пульсирующий характер течения жидкости в каналах и невозможность прямым методом определить скорость и расход транспортируемой к ячейкам с клетками жидкости. По показаниям интегрированных в проточный микроканал датчиков давления определялись расход и скорость жидкости в замкнутом микроканале.

Выявлена зависимость потерь давления от направления движения жидкости в канале: при положительном направлении движения жидкости потери давления носят линейный характер, при отрицательном – параболический характер в зависимости от расхода. Получены экспериментальные зависимости потерь давления на участке микроканала от расхода жидкости в нем, что дает возможность определить расход в замкнутом микроканале на любом режиме работы биореактора. Погрешность разработанного метода составила  $\pm 5\%$ .

В результате выполненной работы разработан метод определения основных параметров течения жидкости в замкнутом микроканале биореактора для выращивания клеток на орбитальных станциях.

Данный метод учитывает особенности самого микроканала биореактора: микромасштаб, изменение поперечных размеров его проточной части из-за деформации стенок во время работы насоса, замкнутость контура, а также знакопеременный характер течения жидкости, вызванный спецификой работы насоса.

**The method of determining the velocity of the pulsating flow of the nutrient liquid in the closed microchannel of the bioreactor on the orbital station**

Semyonova O.V., Petrov V.A., Haustov A.I.  
MAI, Moscow

The object of the work was to determine the basic physical parameters of pulsatile liquid flow in closed microchannels (height 100  $\mu\text{m}$ , width 500  $\mu\text{m}$ ) of bioreactor for cells cultivation on the orbital station board.

Experiments were conducted on a specially designed stand. This allowed to take into account the pulsating nature of the fluid flow in the channels and enabled to determine the speed and flow rate in closed channel by nondirect method. According to the data from the pressure sensors integrated into the flow-through microchannel, the fluid flow rate and speed were determined.

It was shown that flow in microchannels was different in opposite directions. The pressure losses were linear for the positive direction and parabolic for the negative one. Characteristic of the pressure losses at the site of microchannel from the flow rate allowed flow rate determination in the closed microchannel for any mode of bioreactor operation. The methodic error was  $\pm 5\%$ .

The developed method allows measuring the main parameters (flow and velocity) in the closed microchannel without damaging its structure before use as intended.

The new method for determining the main parameters of flow in a closed microchannel bioreactor for cells cultivation in orbital station was developed. This method takes into account these features of the bioreactor microchannel: micro-scale, transverse cross-sectional dimensions variability due to the elastic wall deformation during the pump operation, closed-loop design, alternating fluid flow caused by pump specifics.

**Методика формирования маршрутов движения управляемых планирующих блоков в условиях ПРО наземного базирования**

Байрамов К.Р., Байрамов Р.К., Сивков М.А., Смирнов А.Д.  
ВА РВСН имени Петра Великого, г. Москва

В работе проведен анализ особенностей управляемого средства поражения (УСП) как летательного аппарата и средства поражения целей при наличии ПРО на территории вероятного противника. Методы

решения краевых баллистических задач, разработанные в баллистике ракет с обычным оснащением и основанные на итерационном расчёте попадающей траектории, здесь непригодны в силу принципиальных различий способов доставки боевых зарядов к цели. Однако совершенно отказаться от метода последовательных приближений не представляется возможным.

В основу управления движением управляемого средства поражения (УСП) могут быть заложены различные методы, но обязательно адаптивные к изменчивости состояния реальной атмосферы в зависимости от широты места, сезона и времени суток. Из-за существенной зависимости аэродинамических сил от перечисленных факторов методы наведения, использующие заблаговременно рассчитанные программы изменения управляющих параметров, не обеспечат высокоточного наведения УСП. Для наведения УСП эффективны только методы текущего программирования, основанные на периодическом решении краевой баллистической задачи (КБЗ) в процессе полета. Однако для обеспечения высокого качества наведения существенны точность и время решения КБЗ. Высокую точность решения КБЗ может обеспечить метод, опирающийся на численное интегрирование уравнений движения УПБ на прогнозируемой части пути при соответствующей модели движения и высокоточных измерениях текущих параметров движения бортовыми навигационными приборами. Однако ограниченность быстродействия бортовой вычислительной техники не позволит сделать длительность одного цикла наведения достаточной для обеспечения высоких требований к точности наведения. Цикл наведения в этом случае составит величину несколько секунд. Только применение упрощенных моделей движения и аналитических алгоритмов решения КБЗ при наличии современной БЦВМ может обеспечить цикл наведения не более 0.05 – 0.06 с, и, следовательно, обеспечить выработку и исполнение управляющих команд практически непрерывно вплоть до конечной точки наведения. Если при этом текущие фазовые параметры (координаты и составляющие скорости), измеряемые бортовыми навигационными приборами, периодически корректировать с помощью внешней навигационной информации, например, от спутниковой навигационной системы, то точность наведения будет определяться только точностью текущих навигационных параметров независимо от текущего состояния атмосферы. Названными свойствами обладает, например, метод наведения «по требуемому ускорению».

## **Formation technique routes controlled planning units in a ground-based missile defense**

Bayramov K.R., Bayramov R.K., Sivkov M.A., Smirnov A.D.  
Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great,  
Moscow

The paper analyzes the features of guided weapons like aircraft and means to engage targets in the presence of anti-missile defense on the territory of the probable enemy. Methods for solving boundary value problems of ballistic developed ballistic missiles with conventional warheads, and based on the iterative calculation of falling trajectories are unsuitable due to fundamental differences in the methods of delivery of warheads to targets. However, it is to abandon the method of successive approximations is not possible.

The basis of the motion control guided weapons can be laid down various methods, but not necessarily adaptive to the changeability of the real atmosphere, depending on latitude, season and time of day. Because of the strong dependence of the aerodynamic forces on these factors guidance methods, using previously calculated program change control parameters will not ensure precision-guided weapons guidance. Guidance for guided weapons are only effective methods of current programming, based on the periodic solution of the boundary value problem in the process of ballistic flight. However, to ensure a high quality essential guidance accuracy and the time to solve the boundary value problem ballistic. High accuracy of its solutions can provide a method based on the numerical integration of the equations of motion in a predictable part of the way at an appropriate model of the motion and high-precision measurements of the current motion parameters on-board navigation devices. However, the limited speed of the onboard computer technology does not allow to make the duration of one cycle guidance sufficient to ensure the high requirements for guidance accuracy. Cycle guidance in this case is the magnitude of a few seconds. Only the use of simplified models of motion and analytical algorithms for solving boundary value problems in the presence of a ballistic modern onboard digital computer can provide guidance cycle not exceeding 0.05 - 0.06 s, and, therefore, provide the production and execution of control commands almost continuously up to the end point of the guidance. If the current phase parameters (coordinates and velocity components), as measured by on-board navigation equipment, periodically adjusted by an external navigation information, for example, a satellite navigation system, the pointing accuracy will be determined only by the accuracy of current navigation parameters regardless of the current state of the atmosphere. Named properties has, for example, the method of guidance "to the desired acceleration."

**Наземный измерительный комплекс диагностики потоков  
разреженной плазмы в рамках подготовки космического  
эксперимента (КЭ) «Плазма-ЭРП»**

Корсун А.Г., Маркианов А.В., Сизов А.А., Синельников В.Ю.  
Твердохлебова Е.М.  
ЦНИИмаш, г. Королёв

Выполненные ранее исследования (КЭ «Плазма-МКС») продемонстрировали наличие электрических полей вокруг крупногабаритных космических аппаратов (КА) в условиях движения в ионосфере и возможность их возрастания в локальных областях поверхности до величин, ведущих к разрядным эффектам. Анализ показывает, что этот фактор может являться причиной сбоев в работе различных бортовых систем, а также способствовать возникновению процессов, нарушающих целостность материалов покрытий КА.

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

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:

- краткие сведения о КЭ «Плазма-МКС»;
- результаты наземного моделирования электроразрядных процессов, происходящих в плазменном окружении МКС;
- сведения о подготовке КЭ «Плазма-ЭРП»;
- результаты проведения модернизации стендовой базы ФГУП ЦНИИмаш.
- состав наземного измерительного комплекса диагностики потоков разреженной плазмы.

## **The ground plasma flow diagnostic complex for space experiment “Plasma-ERP”**

Korsun A.G., Markianov A.V., Sizov A.A., Sinelnikov V.Yu.,  
Tverdokhlebova E.M.  
TSNIImash, Korolev

Previous researches showed electrical fields presence nearby the large spacecraft moving in the ionosphere plasma. The possibility of the electrical fields increasing in local areas near the spacecraft surface has been also showed. The electrical fields increasing can cause discharge processes, which can be a reason of different on-board systems operation failure. The spacecraft surface coatings damages are also possible.

In order to discharge phenomena control equipment creating and for regular monitoring of discharge situation nearby International Space Station (ISS) surface on the Russian Orbital Segment will be mounted gas and plasma environment registration equipment (ARGO).

The land based measurement complex creating is necessary to complete this work.

This complex will be able to solve next tasks:

- test of the gas and plasma environment registration equipment (ARGO) and models with environment which is like ISS surrounding;
- electrical proof tests of equipment in plasma environment.

The information showed in presentation:

- the space experiment “Plasma-ERP” brief;
- electrical discharge processes nearby ISS surface experiment, results of the land tests;
- information about the space experiment “Plasma-ERP” preparation;
- test plants modernization results based in the TSNIIMASH;
- land based plasma flow diagnostics complex components.

### **Выпуклая минимизация поглощенной дозы радиации и расхода рабочего тела при довыведении космического аппарата**

Старченко А.Е.

РКК «Энергия», г. Королёв; МФТИ, г. Долгопрудный

При довыведении космического аппарата (КА) с помощью двигателей малой тяги вместо двигателей большой тяги существенно возрастает радиационная нагрузка на бортовую электронику и другие системы КА. Большие дозы поглощенной радиации могут существенно снизить срок службы бортовой электроники и всего КА.

Для снижения дозы поглощённой радиации наряду с пассивными методами в литературе рассматривается способ снижения дозы радиации путём выбора специальной траектории довыведения [1,2]. Для

снижения дозы без существенных увеличений расхода рабочего тела задачу можно сформулировать в виде двухкритериальной задачи оптимизации с критериями качества — затраты рабочего тела и доза радиации.

Для построения парето-фронта указанной задачи оптимизации в работе предлагается метод промежуточных орбит. Суть его состоит в параметризации траектории перелёта орбитальными элементами набора промежуточных орбит, через которые последовательно должна проходить эта траектория. Тогда если каким либо образом задать траектории перелёта между промежуточными орбитами, то расход рабочего тела и поглощённая КА доза будут функциями параметров промежуточных орбит. В качестве параметров промежуточных орбит используются их наклонения, остальные параметры промежуточных орбит фиксированы. Сворачивая полученный векторный критерий в скалярный, можно перейти к однокритериальной задаче оптимизации.

Полученная нелинейная задача параметрической оптимизации для нахождения нетривиальных траекторий должна обладать высокой размерностью, что существенно усложняет её решение. Поэтому в докладе приводится построение нижней выпуклой оценки целевой функции, которая уже поддаётся эффективной численной минимизации. Минимальную траекторию оценки можно использовать в качестве нетривиального начального приближений для применения алгоритмов глобальной оптимизации исходного функционала.

Список литературы

Dutta Atri, Choueiri Edgar. Minimizing Radiation Fluence during Time-Constrained Electric Orbit-Raising // 23Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Pasadena, CA: 2012.

Jehn R. Radiation Optimum Solar-Electric-Propulsion Transfer From GTO to GEO.// 24Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Laurel, MD: 2014.

### **Convex optimization of a low-thrust spacecraft orbit insertion trajectory with objectives of absorbed radiation dose and propellant consumption**

Starchenko A.E.

RSC “Energia”, Korolev; MIPT, Dolgoprudny

Absorbed space radiation dose is dramatically increases if low-thrust orbit insertion maneuver is used instead of high-thrust one. Huge dose significantly decreases spacecraft electronics operational time and eventually leads to whole spacecraft malfunction.

In order to reduce amount of absorbed dose trajectory of low-thrust orbit insertion could be changed. There are few papers considering such method of dose minimization [1,2]. To cope with possible propellant consumption

increase the problem could be formulated in a form of two-objective optimization problem. The objectives are absorbed dose and mass of propellant consumed.

Intermediate orbits method (IOM) was introduced to calculate pareto frontiers of the problem. The IOM's main idea is to consider several intermediate orbits of the insertion trajectory and treat them as variable. Changing parameters  $P_i$  of the intermediate orbits and calculating trajectory passing through all of these orbits, it is possible to obtain absorbed dose and propellant consumption as functions of  $P_i$ . We consider in this paper inclinations of intermediate orbits as variable parameters of the trajectory. All other orbital elements of intermediate orbits are fixed.

To reduce the problem to a conventional single-objective optimization form weighted sum model is used. Derived single-objective nonlinear problem should be highly dimensional to reveal non-trivial minimal trajectories. This circumstance makes the problem hard to solve.

In order to cope with it in this paper construction of the objective's convex lower bound is presented. Minima of the derived convex function can be easily found with help of modern convex optimization software. Optimal trajectories of convex lower bound can be used as initial guess in global optimization problem for the original objective.

#### References

Dutta Atri, Choueiri Edgar. Minimizing Radiation Fluence during Time-Constrained Electric Orbit-Raising // 23Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Pasadena, CA: 2012.

Jehn R. Radiation Optimum Solar-Electric-Propulsion Transfer From GTO to GEO.// 24Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Laurel, MD: 2014.

### **Исследование механизмов использования отраслевых и межотраслевых прогнозов научно-технологического развития по направлению «Транспортные и космические системы»**

Сырин С.А.  
МАИ, г. Москва

Ракетно-космическая отрасль является тем сектором экономики, который определяет научно-экономический и оборонно-политический потенциал страны, место и отношение к государству в мире. Поэтому большое внимание уделяется разработке правительственных программ, определяющих стратегию и направления развития отрасли в среднесрочном и долгосрочном периодах. Кроме того, необходимо согласование отраслевых прогнозных и стратегических документов с долгосрочными прогнозами развития экономики в целом.



Целью работы является исследование механизмов, способствующих согласованию результатов прогнозов научно-технологического развития на отраслевом и национальном уровне, и подготовка предложений по практическому использованию результатов прогнозов космической промышленности при формировании и актуализации долгосрочного прогноза научно-технологического развития России.

Исследования включают в себя:

- обзор мирового опыта разработки прогнозов научно-технологического развития космической промышленности;
- анализ прогнозов научно-технологического развития космической промышленности, выполненных в России и за рубежом, и сравнительный анализ с государственными стратегическими документами научно-технологической направленности;
- определение требований к составу, структуре и характеристикам основных элементов отраслевых прогнозов научно-технологического развития;
- изучение механизмов и инструментов интеграции отраслевого прогноза в долгосрочный.

Результатом выполненной работы является обобщение полученных данных и формирование на их основе требований к прогнозам научно-технологического развития по направлению «Транспортные и космические системы для дальнейшего использования таких прогнозов при формировании и актуализации долгосрочного прогноза научно-технологического развития России.

**Investigation of the mechanisms, that are used in sectoral and intersectoral forecasts of scientific and technological development in the direction of “Transport and space systems”**

Syrin S.A.  
MAI, Moscow

The space industry is the sector of the economy that determines the scientific, economic, military and political potential of the country, as well as the place and relation to it in the world. Therefore, the great attention is paid to developing government programs, defining strategy and direction of industry development in the medium and long term. Also it is necessary coordinate sectoral forecasting and strategic documents with long-term forecasts of economy development as a whole.

The aim of this work is the analysis of the mechanisms contributing to the coordination of forecast results for research and technological development at the sectoral and national level, and to prepare proposals on the practical use of space industry forecast results in the formation and actualization of long-

term forecast of scientific and technological development of the Russian Federation.

Investigation includes:

- review of the global experience in the scientific and technological forecast development the space industry;
- analysis of scientific and technological development forecasts of the space industry, conducted in the Russian Federation and abroad, and comparative analysis with the state strategic documents of scientific and technological orientation;
- definition of requirements for the structure and characteristics of the main elements of sectoral research and technological development forecasts;
- study of mechanisms and tools for integration of sectoral forecast in the long term period.

The result of the work is the generalization of the data and requirement elaboration for research and technological development in the direction of “Transport and space systems” for further use of these forecasts in the formation and actualization of long-term scientific and technological development forecast of the Russian Federation.

### **Формирование требований к малоразмерным автоматическим космическим спускаемым аппаратам**

Торрес Санчес К.Х.<sup>1</sup>, Воронцов В.А.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Одним из перспективных направлений развития космической техники является создание малых космических аппаратов, в состав которых входят мини спускаемые аппараты. Результаты научных исследований и технологических или биологических экспериментов могут быть доставлены с орбиты Земли с помощью спускаемых аппаратов, торможение которых в атмосфере осуществляется с помощью жестких аэродинамических экранов, парашютных систем или надувных тормозных устройств.

Возвращение на Землю результатов экспериментов и продукции микрогравитационной и других космических технологий не всегда удобно, а также экономически не выгодно, особенно когда грузы небольшие или требуют оперативного возвращения. Один из подходов к решению проблемы возвращения небольших грузов — это создание и эксплуатация автоматических малых спускаемых космических аппаратов (МАСКА).

Продолжая направление разработки малых космических аппаратов (МКА) в РФ, рассматривается возможность введения малого автоматического спускаемого аппарата (МАКСА) на базе одной

унифицированной платформы, с учетом её применения в Земных условиях для выполнения широкого круга задач.

В работе предложены технические решения, обеспечивающие траекторные операции по вводу в действие малых спускаемых аппаратов в Земных условиях, а также методический подход к формированию таких операций.

В связи с этим ставятся следующие основные задачи:

- разработка методического подхода к формированию схемных решений системы ввода в действие СА, и соответствующих траекторных операций для формирования схем спуска в атмосфере;
- поиск технических решений средств, обеспечивающих траекторные операции по вводу в действие малогабаритных автоматических космических спускаемых аппаратов для Земли;

### **Formation of requirements for small reentry vehicles**

Torres Sanchez Carlos G.<sup>1</sup>, Vorontsov V.A.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>MAI, Moscow; <sup>2</sup>NPO Lavochkin, Khimki

One of the most promising areas of space technology is to design small spacecraft's, which includes small descent vehicles. The results of scientific research and technological or biological experiments can be delivered from the Earth's orbit by reentry vehicles, whose braking in the atmosphere is provided by rigid aerodynamic screens, parachute systems or inflatable braking devices.

Returning to Earth the results of experiments and products of microgravity and other space-based technologies is not always convenient and economically profitable, especially when loads are small or require prompt return. One approach for solving the problem of the return of small cargo is the creation and operation of automatic small reentry spacecraft's.

Continuing with the trend of developing small spacecraft's in the Russian Federation, the possibility of introduction of a small automatic reentry vehicle on the basis of one unified platform, taking into account its application in Earth conditions for a wide range of tasks, is considered.

In this paper is proposed a solution to provide trajectory operations for bringing into service small reentry vehicles on Earth, as well as a methodical approach to the formation of such operations.

In this context, the main tasks are:

Developing of a methodological approach to the formation of the technical solutions for bringing into operation reentry vehicles, and the corresponding trajectory for forming schemes of descent in the atmosphere;

Searching technical solutions to provide orbital operations for a small space reentry vehicle on Earth.

УДК 629.7.015.076.66

**Методика прогнозирования техногенного засорения низких околоземных орбит с учетом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора**

Усовик И.В.  
МАИ, г. Москва

Техногенное засорение околоземного космического пространства (ОКП) является существенным негативным последствием его практического освоения. Дальнейшее освоение ОКП невозможно без объективного анализа текущего состояния загрязнения, его источников и закономерностей эволюции. Особенно остро этот вопрос стоит по отношению к области низких околоземных орбит (НОО) с высотами до 2000 км, а также области геостационарных орбит, где техногенное засорение является максимальным и возникла реальная опасность взаимных катастрофических столкновений космических объектов.

В докладе рассмотрено текущее состояние техногенного засорения области НОО, основные факторы, влияющие на эволюцию техногенного засорения, перспективные методы удаления космического мусора и существующие подходы к прогнозированию техногенного засорения. Основное внимание уделено методике прогнозирования техногенного засорения НОО с учетом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора, основанной на детерминированно-статистическом подходе.

**The method of predicting space debris in Low-Earth orbits , taking into account mutual collisions and active space debris removal**

Usovik I.V.  
MAI, Moscow

Space debris in near-Earth space (NES) is an important negative consequence of its practical development. Further development in NES is impossible without objective analysis of the current state of pollution, its sources and patterns of evolution. Particularly acute, this problem with respect to the low -Earth orbits (LEO) with altitudes of up to 2000 km, and the area of the geostationary orbit, where space debris is the maximum and there is a real danger of mutual catastrophic collisions of space objects.

The report examined the current state of debris in LEO region, the main factors influencing the evolution of space debris, advanced methods of removing debris and existing approaches to the prediction space debris. Emphasis is placed on the method of forecasting debris in the LEO with mutual collisions and active space debris removal based on deterministic-statistical approach.

## Исследование траекторий перелета с низких околоземных орбит в окрестность точки $L_2$ системы Солнце-Земля

Федоренко Ю.В.

НИУ ВШЭ, г. Москва

Работа посвящена исследованию одноимпульсного перехода с низкой околоземной орбиты высотой 500 км на квази-периодические орбиты вокруг точки либрации  $L_2$  системы Солнце-Земля. Целью работы является определение взаимосвязи между параметрами перигея отлетной траектории и характеристиками орбиты вокруг точки либрации, на которую осуществляется переход.

Во вращающейся системе координат с фиксированной осью Солнце-Земля, квазипериодические орбиты вокруг точки  $L_2$  образуются суперпозицией колебательных движений по трем ортогональным направлениям. При нахождении в малой окрестности точки либрации, периоды колебаний по двум направлениям, лежащим в плоскости эклиптики – согласованы, колебания по третьему направлению – независимы. Такие орбиты называются орбитами Лиссажу. При увеличении амплитуд, между колебаниями по разным направлениям возникает сложная взаимосвязь, приводящая к возникновению резонансных гало-орбит. На этапе выбора орбиты для миссий в окрестность Солнечно-Земной  $L_2$ , важное значение имеют такие ее характеристик, как амплитуды в плоскости эклиптики и ортогональном ей направлении. Кроме того, необходимо учитывать возможность периодического попадания аппарата в тень Земли, которое имеет место при нахождении на орбитах Лиссажу и некоторых квази-гало орбитах. Характерной особенностью квази-гало орбит является наличие области вокруг оси, Солнце-Земля, в которую орбита никогда не пересекает. Для исключения затенений аппарата достаточно, чтобы минимальное расстояние от границы данной области до оси Солнце-Земля превышало радиус земной полутени.

В момент отлета с рассматриваемой околоземной орбиты, аппарат находится на сфере, описывающий Землю на высоте 500 километров, а вектор скорости направлен по касательной к этой сфере. Таким образом, перигей отлета определяется тремя числами: угловыми координатами, описывающими положение аппарата и углом, определяющим направление его движения.

В работе, для заданного положения и направления отлета определяется единственный возможный модуль скорости, который обеспечит доставку аппарата на орбиту вокруг точки либрации. Производится расчет траекторий перехода на орбиты вокруг точки  $L_2$  и строится оценка характеристик этих орбит для различных параметров перигея отлетной траектории. На основе выполненных расчетов

строятся специальные карты, позволяющие оценить возможность перелета на орбиту с заданными характеристиками (разброс в плоскости эклиптики и ортогональном ей направлении, минимальное расстояние до оси Солнце-Земля) и получить параметры перигея отлета, позволяющие его осуществить.

### **Investigation of flight trajectories from Low-Earth orbit in the vicinity of L2 Sun-Earth**

Fedorenko Ju.V.  
NRU HSE, Moscow

The work is devoted research the single-pulse transition from low-Earth orbit altitude of 500 km on quasi-periodic orbits around L2 libration point Sun-Earth system. The aim is to determine the relationship between the parameters of the perigee departure trajectories and the characteristics of the orbit around the L2 libration point at which the transition occurs.

In a rotating coordinate system with fixed axis of the Earth-Sun, quasi-periodic orbits around L2 libration point is formed by superposition of vibrational motions in three orthogonal directions. Being in a small vicinity of libration point the oscillation periods in two directions, lying in the ecliptic plane are agreed, fluctuations in the third direction are independent. Such orbits are called Lissajous orbits. A complex relationship appears with increasing amplitudes between fluctuations in different directions, which leads to the emergence resonant halo orbits. When selecting orbit for missions to the vicinity of L2 Sun-Earth, the amplitudes in the plane of the ecliptic and orthogonal it are important and we called them as characteristics of the orbit. In addition, it is necessary to consider the possibility of periodically expose the spacecraft in the Earth's shadow, which occurs while on Lissajous orbits and some quasi-halo orbits. A feature of quasi-halo orbits is the presence an area around Sun-Earth axis, which the orbit never crosses. To exclude shading of the spacecraft it is sufficient that the minimum distance from the boundary of the field to the axis of the Sun-Earth greater than the Earth's penumbra radius.

At the moment of departure from Earth orbit, the spacecraft is located on sphere about 500 kilometers from the Earth's surface, and the velocity vector is directed along the tangent to this sphere. Thus, the perigee of departure is determined by three numbers: the angular coordinates, which describes the position of the vehicle, and the angle, which determines the direction of its movement.

In this paper, for the specified position and direction of departure is determined by the only one possible module of speed, which can ensure shipping spacecraft into orbit around the libration point. Also trajectories of transition to orbit around the L2 point were calculated, and were built to

evaluate the performance of these orbits for various parameters perigee escape trajectories. Based on the calculations special cards were draw to assess the opportunity to fly into orbit with the given characteristics (variation in the ecliptic plane and orthogonal to the direction of her, the minimum distance from the axis of the Earth-Sun) and receive parameters perigee departure, which allow its implement.

### **Перспективы развития унифицированного семейства среднего, тяжелого и сверхтяжелого классов на космодроме «Восточный»**

Мухамеджанов М.Ж., Шохов Г.В.

ЦНИИмаш, г. Королёв

К наиболее масштабным и многообещающим проектам по исследованию и освоению космического пространства следует отнести лунную и марсианскую программы. Данные программы могут быть выполнены только при создании космического ракетного комплекса с РН сверхтяжелого класса. Определяющей задачей для такого КРК является выведение лунного экспедиционного комплекса, состоящего из пилотируемого транспортного корабля и лунного посадочно-взлетного корабля (предполагаемая масса каждого ~20-25 т), на орбиту Луны.

Учитывая опыт создания и эксплуатации МТКС «Энергия-Буран», а также общемировые тенденции РН сверхтяжелого класса, в целях снижения стоимости и рисков реализации Лунной программы определены следующие ключевые перспективные направления по унификации КРК с РН сверхтяжелого класса:

- обеспечение возможности создания перспективной, конкурентоспособной и экономически эффективной РН среднего или тяжелого класса на базе боковых блоков РН сверхтяжелого класса с целью опережающей отработки ключевых элементов (ступеней, ЖРД и т.д.) РН сверхтяжелого класса и их дальнейшей унификации;
- обеспечение унификации блоков и стартовых сооружений ракет-носителей сверхтяжелого класса I и II этапов на основе единых технических, технологических, производственных и эксплуатационных принципов и решений.
- технические решения по КРК среднего, тяжелого и сверхтяжелого классов должны удовлетворять положениям сертификата соответствия с пилотируемыми кораблями.

Определены достоинства и недостатки различных конструктивно компоновочных схем РН сверхтяжелого класса и построенные на базе ее боковых блоков РН среднего или тяжелого класса. Проанализированы возможность и целесообразность создания унифицированного семейства на базе КРК с РН с различными ЖРД, в том числе - существующей линейки двигателей и перспективных разработок, ведущихся по новому

поколению двигателей. Обозначены пути повышения надежности двигательных установок и РН в целом.

Выполнен анализ долгосрочной перспективы с учетом возможного начала широкомасштабного освоения Луны и начала Марсианских программы, что повлечет за собой увеличение грузопотока транспортных операций и потребует переход к рациональному использованию многоразовых первых ступеней ракет-носителей.

### **Prospects of development of the unified family of medium, heavy and superheavy class at the cosmodrome "East"**

Mukhamedjanov M.J., Shohov G.V.

TsNIIMash, Korolev

The most ambitious and promising projects in the exploration and development of outer space should include Lunar and Mars programs. These programs can be done only with using of a space complex with superheavy rocket. The defining challenge for this complex is the fly of the Lunar expedition complex consisting of a manned transport spacecraft and a lunar planting-take-off of the ship (the estimated weight of each ~ 20-25 m), the orbit of the Moon.

Given the experience of the establishment and operation of complex "Energiya-Buran", as well as global trends rocket super-heavy class, in order to reduce the cost and risks of implementation of the lunar program identified the following key promising directions for the Unification of the complex with superheavy rocket:

- Allow the creation of promising, competitive and cost-effective rocket medium or heavy class based on the side blocks superheavy class for the purpose of working out the key elements of advanced (stages, engine, etc.) superheavy class and their subsequent unification;
- To ensure the harmonization of starting blocks and structures rockets superheavy class I and II stages on the basis of uniform technical, technological, manufacturing and operating principles and decisions.
- Technical solutions for rocket medium, heavy and superheavy class must satisfy the provisions of the certificate of conformity with the manned spacecraft.

Identified the advantages and disadvantages of the various constructive layout schemes RN superheavy and constructed based on its side blocks rocket medium or heavy class. Analyzing the possibility and feasibility of establishing a unified family based on the complex with rocket with different engines, including - the existing range of engines and promising developments ongoing in the new generation of engines. The ways of improving reliability of propulsion and rocket as a whole.



The analysis of the long-term perspective, taking into account the possible start of a large-scale exploration of the Moon and the beginning of the Mars program, which would entail an increase in cargo transport operations and require the transition to a sustainable use of the first stages of reusable launch vehicles.

### **Программное управление космическими объектами**

Шубин А.Б., Александров Е.Г.

ИПУ им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва

Описывается применение метода расчета программного управления, переводящего все координаты дифференциального уравнения (ДУ), описывающего объект и процесс управления, в заданные значения. В качестве объекта приняты уравнения, описывающие движение космического корабля (КК), управляемого двигателями с постоянной тягой. При решении задачи стыковки объектов заданными значениями управления КК являются переменные координаты и координатные скорости неуправляемой орбитальной станции (ОС), доступные измерению и прогнозированию по времени. Все расчеты проведены на цифровом компьютере.

При моделировании использовались уравнения в неподвижной прямоугольной системе координат в плоскости  $xy$ . В уравнениях для ОС управление отсутствует, для КК управление имеет две независимые составляющие, действующие вдоль осей  $x$  и  $y$ . Управление рассчитывается с некоторого нулевого момента времени, в который известны все координаты ОС и КК. В результате итеративной процедуры рассчитываются две кусочно-постоянные функции управления  $ix$  и  $iy$  на интервале времени  $0 \leq t \leq T$ , принимающие значения  $-1, 0, 1$ . При подстановке этих функций в ДУ КК в момент  $T$  совпадают все одноименные координаты ОС и КК.

Никакие элементы орбит не рассчитываются и для определения управления не используются.

Приводятся примеры фазовых траекторий ОС и КК при различных начальных условиях. Рассматриваются два варианта управления: первый, с непрерывным активным управлением, когда в каждый момент времени  $ix \neq 0$  или  $iy \neq 0$ . Второй вариант, когда для экономии ресурса управления используется достаточно длительный интервал нулевого управления, при котором используется условие  $ix = 0$  и  $iy = 0$ . В этом случае увеличивается общее время управления  $T$ , но уменьшается используемый ресурс управления.

Две управляющие функции можно сложить как векторы и получить одну функцию управления, но направление такого импульса управления будет принимать несколько фиксированных значений.

По-видимому, используемые алгоритмы пригодны и для расчета управления в случае сближения объектов на встречных курсах.

Изложенный материал представляет определенный интерес для практиков, решающих конкретные задачи управления космическими объектами, как один из возможных вариантов для сравнения.

UDC 629.7.015.076.66

### **Programmed control by space objects**

Shubin A.B., Alexandrov E.G.

ICS of V.A.Trapeznikov RAS, Moscow

Application of a method of calculation of the programmed control translating all co-ordinates of the differential equation (DE), describing object and managerial process, in preset values is described. As object the equations describing movement of a spaceship (SS), operated engines with constant draught are accepted. At the decision of a problem of joining of objects preset values of management KK are variable co-ordinates and co-ordinate speeds uncontrollable orbital the stations (OS) accessible to measurement and forecasting on time. All calculations are spent on the digital computer.

At modeling the equations in motionless rectangular system of co-ordinates in a plane  $xy$  were used. In the equations for OS management is absent, for SS management has two independent components operating along axes  $x$  and  $y$ . Management pays off since some zero moment of time in which all co-ordinates of OS and SS are known. As a result of iterative procedure two kusochno-constant functions of management  $ux$  and  $uy$  on an interval of time  $0 \leq t \leq T$ , accepting values - 1, 0, 1 pay off. At substitution of these functions in DE SS at the moment of T all co-ordinates of OS with the same name and SS coincide.

No elements of orbits do pay off and for management definition are not used.

Examples of phase trajectories of OS and SS are resulted at various entry conditions. Two variants of management are considered: the first, with continuous active management, when during each moment of time  $ux \neq 0$  or  $uy \neq 0$ . The second variant when for economy of a resource of management long enough interval of zero management at which the condition  $ux = 0$  and  $uy = 0$  is used is used. General time of management  $T$  In this case increases, but the used resource management decreases

Two operating functions it is possible to combine as vectors and to receive one function of management, but the direction of such impulse of management will accept some the fixed values.

Apparently, used algorithms are suitable and for calculation of management in case of rapprochement of objects on counter courses.

The stated material represents certain interest for the experts solving specific targets of management by space objects, as one of possible variants for comparison.

### **Особенности построения технологических процессов электрической и комбинированной обработки биметаллов**

Юхневич С.С., Грицок В.Г., Кириллов О.Н.

«ВМЗ»-филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ВГТУ, г. Воронеж

В современных конструкциях изделий ракетно-космической техники применяются сборные единицы из сплавов с различными свойствами по прочности, твердости, обрабатываемости. Для их изготовления целесообразно применение электрических (ЭМО) и комбинированных (КМО) методов обработки. Технологические процессы ЭМО и КМО состоят из нескольких этапов, одним из которых является подготовительный. На этом этапе проводится отработка геометрии заготовок с учетом их дальнейшей обработки ЭМО или КМО. Для изделий из биметаллов полученным с натягом отработка технологичности включает подбор сочетания материалов, имеющих близкие технологические показатели при ЭМО и КМО. В частности, это касается величины электрохимического эквивалента и выхода по току. В сварных, наплавленных узлах, деталях с покрытиями учитываются физико-химические и физико-механические изменения в соединяемых деталях, наплавке, покрытиях, подбор присадочных материалов, покрытий. Критерием здесь также служит близость значений электрохимического эквивалента и выхода по току, интенсивность съема под общим воздействием всех составляющих комбинированного процесса для сопрягаемых материалов. Для сборных изделий при назначении температуры горячей посадки учитывается изменение скорости локального съема сопрягаемой детали и, в случае целесообразности, вводится после сборки операция нормализации или отжига. В сварных соединениях учитывается локальное изменение твердости сварного шва, что влияет на скорость анодного растворения и вызывает дополнительную погрешность. Термическая обработка изменяет микроструктуру биметаллов, что сказывается на показателях качества после обработки. Происходит измельчение зерна, образуется благоприятная для ЭХО сорбитная микроструктура, выделяются частицы цементита с мелкими включениями и порами. При обработке паяных изделий необходимо подобрать по критерию минимизации различий электрохимических эквивалентов материалов соединяемых элементов детали состав припоя. Для деталей из порошка требуется применять специальные режимы прессования, спекания с учетом зернистости, плотности порошка, поэтому в технических условиях на

поставку заготовок из порошка указывают режимы с учетом последующих ЭМО или КМО.

Технологический процесс для ЭМО и КМО состоит из следующих этапов: подготовительного, на нем производится отработка технологичности конструкции для ЭМО и КМО (характеристики заготовки, наличие нетокопроводных включений, материалы), подбор средств технологического оснащения, расчет режимов обработки, подготовка оборудования; производственного, здесь происходит отработка режимов на оборудовании, обработка первой детали, корректировка режимов и заключительного, на котором происходит промывка деталей, их контроль и консервация.

### **Features of technological processes construction of electric and compound treatment of bimetals.**

Yukhnevich S.S., Grizuk V.G., Kirillov O.N.

“VMP”-branch of FSUE Khrunichev SRPSC, VSTU, Voronezh

In modern design of rocket-and-space products assembly units made from alloys with different properties of strength, hardness and workability are applied. For their production it is practical to use electric methods of treatment (EMT) and combined methods of treatment (CMT). Technological processes of EMT and CMT consist of several stages and one of them is preparatory. Working out of workpieces geometry with account of their further processing of EMT and CMT carried out at this stage. For products made from bimetals obtained with interference technological workability includes selection of combination of materials which have similar technological characteristics during EMT and CMT. In particular it is subject to the electrochemical equivalent range and the current output. In welded and built-up assemblies, in parts with coatings the physicochemical and also physical and mechanical changes in connection parts, claddings and coatings, selection of adding materials and coatings are considered. Also the criterion here is closeness of meanings for electrochemical equivalent and current output, removal intensity under overall impact of all the components of the combined process for matched materials. For assembly products during temperature assignment of hot shrink fit the change in velocity of the local takeoff of the mating parts, and, where appropriate, is entered after the assembly, normalization procedure or annealing. In the welded joints it is taken into account the local change of the weld hardness, this affects on the anodic dissolution rate and causes additional inaccuracy. Heat treatment changes the microstructure of the bimetals and this affects the quality parameters after the treatment. Grain refinement occurs. Sorbitol microstructure favorable for EMT is formed. Cementite particles with small inclusions and pores are allocated. During processing soldered products in is

necessary to select solder composition in accordance with minimization criterion of differences of electrochemical equivalents of materials and connection elements of parts. For details made from powder it is necessary to apply special modes of pressing and sintering with account of grain and powder density. So that in technical conditions for the supply of powder blanks the modes with subsequent EMT and CMT are indicated.

Technological process for EMT and CMT consists of the following stages: preparatory stage, it includes technological effectiveness of the design for EMT and CMT (characteristics of the workpiece, the presence of non-conductive inclusions, materials), the selection of technological equipment, account of machining conditions, preparation of the equipment; production stage, includes working out of modes on the equipment, adjustment of modes; and the final stage, which includes workpieces washing, control and preservation.

### **3. Энергетические установки и двигатели**

#### **3. Power Units and Engines**

##### **Research on the combustion mechanism of the high burning rate solid propellant under high transient pressure conditions**

Li Sh., Ren M., Wang N.

Beijing Institute of Technology, Beijing, China

**Abstract:** The high burning rate solid propellant can widely used in the microthrusters for the attitude control of hypervelocity flight vehicle. To explore the combustion mechanism of this type solid propellant under high transient pressure conditions, a series of closed bomb vessel test and some exploratory test of the impulsive microthruster has been conducted. The pressure exponent saltation was found during the test, this saltation phenomenon will bring a baneful influence to the future application of the solid propellant under high transient pressure in such microthrusters. The influence of high pressure and heat feedback from gas phase to the temperature rising process of solid propellant was studied using a modified  $dp/dt$  model, the thickness of different zone in condensed phase was obtained using one-step reaction model. The analysis and microthruster test results met each well, they indicated that the transient effect will strengthen as the activation energy and thermal conductivity on the propellant surface grow. The modified model explaining the experimental burning rate pressure curve and internal ballistic curve of the impulsive microthruster fitted the experiment data well.

**Key word:** Compound solid propellant, Transient burning, High-pressure burning, Parameter identification, Activation energy, Solid propellant microthruster, Close bomb vessel.

##### **Feasibility analysis for long-term non-turnover storage of solid rocket motors**

Ma W., Sui X., Lei R., Li S., Wang N.

Beijing Institute of Technology, Beijing, China

Large deformation, stress, strain, possible crack or debond may occur during long-term storage for solid rocket motors (SRM). The traditional regulation is turning over the missiles every half or one year to avoid those, which consumes pretty much manpower and finance.

Whether non-turnover storage is feasible is a problem worthy to discuss. Because of the long time and high cost of experimental research, numerical simulation using finite element method (FEM) was employed in the article to

figure out some preliminary conclusions and lay the foundation for experiments.

Taken the changes of propellant's equilibrium modulus as the measurement, the propellant's mechanical changes resulting from aging were taken into account. Based on that, several loads, from which the motors may suffer in long-term storage, were considered including curing and gravity. Finally, a series of analyses of a SRM using HTPB propellant were carried out.

Results show that the structural integrity of the grain is fine with loads of curing from 58°C to 5°C and long-term gravity. Furthermore, the deformation and stress levels of the propellant grain changed little, even when the equilibrium modulus of the propellant has changed 30%. Hence, it's proven that long-term non-turnover storage is feasible for the SRM analyzed here.

### **Расчет основных рабочих характеристик ионного двигателя мощностью 20-30 Вт**

Алдонин Ф.И., Ахметжанов Р.В.  
МАИ, г. Москва

В последние годы наблюдается рост числа космических аппаратов малой массы (до 100 кг). Для поддержания орбиты данных аппаратов и для увеличения их срока активного существования необходимо иметь соответствующие двигатели управления их орбитальным движением. В качестве таких двигателей могут рассматриваться электроракетные двигатели мощностью несколько десятков ватт. Одним из возможных решений является разработка высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) мощностью 20-30 Вт.

В докладе представлены результаты расчета основных рабочих характеристик (тяги, удельный импульс тяги, КПД) и геометрических параметров ионно-оптической системы (ИОС) разрабатываемого ВЧИД. В качестве рабочего тела рассматривался ксенон. Выбраны режимы работы двигателя с мощностью 20 Вт, 25 Вт и 30 Вт.

Геометрия электродов ИОС выбирается, исходя из требований по углу расходимости ионного пучка. Ионный пучок не должен касаться поверхности ускоряющего электрода. При этом существует ограничение по величине межэлектродного зазора, исходя из электрической прочности (3 КВ/мм). Траектории движения пучка ионов через элементарную ячейку (отверстие) ИОС были смоделированы в программном комплексе IGUN [1].

В дальнейшем в МАИ планируется создание лабораторного образца данного двигателя и проведение его испытаний с целью подтверждения рассчитанных характеристик.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072; при поддержке Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ РФ НШ-895.2014.8; при государственной поддержке проведения прикладных научных исследований и разработок, направленных на создание продукции и технологий по Соглашению № 14.577.21.0101.

[1] Алдонин Ф.И., Ахметжанов Р.В., Колбая Т.Ч. Расчет основных рабочих характеристик и основных геометрических параметров ионно-оптической системы ионного двигателя малой мощности // 12ая международная конференция «Авиация и космонавтика – 2013», тезисы докладов, С. 277-279.

### **Calculation of main operating characteristics of the ion thruster with the power of 20-30 Watts**

Aldonin F.I., Akhmetzhanov R.V.  
MAI, Moscow

In recent years has seen an increasing of number of low mass spacecrafts (up to 100 kg). To maintain the orbit of these satellites and to increase their lifetime weshould have the appropriate engines to control their orbital motion. As these engines can be considered electric propulsionwith the power of several tens watts. One of the possible solutions is to develop a high-frequency ion thruster (RIT) with thepower of 20-30 watts.

The report presents the results of calculation of the basic characteristics (thrust, specific impulse, efficiency) and the geometric parameters of the grid system of developed RIT. As the working fluid is considered xenon. We selected the operating mode of the thruster with the power of 20 watts, 25 watts and 30 watts.

Electrode geometry of the grid system was chosen based on the requirements of the angle ofdivergence of the ion beam. The ion beam must not touch the surface of the accelerating electrode. In this case, there is a limit on the value of the inter-electrode gap, based on the dielectric strength (about 3 kV/mm). The ion beamtrajectory through the elementary holeof the grid systemwas modeledusing the software package IGUN [1].

Later in the MAI it is planned to develop a laboratory model of the thruster and to carry out its tests to confirm the calculated characteristics.



This work was executed with the support of the Government of the Russian Federation, grant no. 11.G34.31.0022 for scientific investigations headed by high rank scientists in Russian educational establishments of higher professional education, with the state support for complex projects on creating high technology industries implemented with the participation of higher education establishments, agreement no. 02.G25.31.0072; with the support of the grant of the President of the Russian Federation for the leading scientific schools no. НШ-895.2014.8; with government support for applied research and development aimed at the creation of products and technologies under the Agreement № 14.577.21.0101.

[1] Aldonin F.I., Akhmetzhanov R.V., Kolbaya T.Ch. The calculation of basic performance and basic geometrical parameters of the ion optical system of low power ion engine // 12th International Conference «Aerospace – 2013», Abstracts, P. 277-279.

### **Силовой анализ и выбор оптимальной схемы расположения срезных элементов узла крепления ускорителя**

Андрюшин А.С., Вышедкевич И.У., Коротков М.О., Макаревский Д.И.  
МКБ «Искра», г. Москва

Для разгона изделия с ПВРД используется РДТТ, размещённый в камере сгорания. Объектом исследования является узел отделения разгонного двигателя, который состоит из шпангоута, расположенного на передней конической части корпуса РДТТ, срезного кольца, соединённого с кольцевой полкой шпангоута РДТТ штифтами и закреплённого в камере сгорания тремя опорными болтами.

Узел отделения должен удовлетворять следующим требованиям:

- выдерживать нагрузки, действующие при коммерческом и боевом транспортировании;
- усилие среза штифтов при работе разгонного РДТТ должно быть не менее нагрузок, действующих при коммерческом и боевом транспортировании.
- зазор между срезным кольцом и буртиком шпангоута должен быть подобран таким образом, чтобы обеспечивать срез штифтов и сила удара была минимальной.
- Целью исследования является;
- определения диаметра и количества штифтов и их рациональное расположение по окружности;
- подбор зазора между срезным кольцом и буртиком, удовлетворяющим указанному выше требованию.

Были рассмотрены несколько вариантов отличающихся диаметрами, количествами штифтов и их расположения по окружности. Исследования вариантов производилось с использованием конечно-

элементного комплекса SolidWorks Simulation в линейной постановке. С учётом циклической симметрии рассматривалась часть конструкции, выделенная двумя меридиональными сечениями под углом  $60^\circ$ .

На модель накладывались следующие граничные условия:

- фиксация по месту контакта срезного кольца с опорным болтом;
- «симметрия» в меридиональных сечениях;
- «нет проникновения» по контактирующим поверхностям.

По торцу обечайки модель нагружалась осевой силой, величина которой назначалась с учётом максимальной перегрузки и коэффициента безопасности. В результате расчётов были получены поля напряжений и деформаций элементов узла отделения и выведены контактные усилия в отверстиях для штифтов в полке шпангоута и срезного кольца. На основе анализа результатов был выбран оптимальный вариант конструкции. С целью подбора и уточнения количества штифтов была разработана экспериментальная методика и установка, которая позволит учесть разброс механических и геометрических характеристик.

### **Force analysis and selection of optimum configuration of shear elements of attachment unit of booster**

Andryushin A.S., Vyshedkevish I.U., Korotkov M.O., Makarevskiy D.I.  
Machine building designers' bureau "Iskra", Moscow

For acceleration of article with ramjet motor, solid-propellant booster is used, placed in combustor chamber. Object of research is separation unit of booster, which consists of stiffening ring placed on forward conic part of booster body, shear ring connected with cylindrical part of booster stiffening ring by pins and fixed in combustor chamber by three support bolts.

The separation unit must meet the following requirements:

- Withstand loads under commercial and battle transportation;
- Pin shearing load under booster operation must be not less than loads under commercial and battle transportation;
- Clearance between shear ring and stiffening ring collar must be selected in such a way that provide pin shearing and impacting force will be minimal.
- Goal of the research is:
- Determination of diameter and amount of pins, and their rational arrangement around circle;
- Clearance selection between shear ring and collar met above specified requirements.

Several options with different diameters, quantity of pins and their arrangement around circle were considered. Option study was carried out

by finite-element complex of SolidWorks Simulation in line formulation. Taking into account cycling symmetry, construction part selected by two meridional cross sections at an angle of  $60^\circ$  is considered.

The following boundary conditions imposed on model:

- fixation by contact surface of shear ring with support bolt;
- “symmetry” in meridional cross sections;
- “no penetration” over the contact surfaces.

By butt end of body cylindrical part, the model is loaded by axial force with the value determined with taking into account maximum overloading and safety coefficient. In calculation results, fields of stress and deformations of elements of separation unit are obtained and read out contact forces in bores for pins in cylindrical part of stiffening ring and shear ring. On the base of the analysis results, optimal option of construction was chosen. For the purpose of selection and elaboration of pin quantity was developed experimental method and installation, which allows to take into account dispersion of mechanical and geometrical characteristics.

### **Технологические проблемы изготовления высокочастотного ионного двигателя**

Балашов В.В., Моголкин А.И., Ситников С.А.  
МАИ, г. Москва

Высокочастотные ионные двигатели (ВЧИД) работают в открытом космосе, подвержены вибрационным и ударным нагрузкам при старте ЛА, содержащем такие двигатели. Узлы и детали ВЧИД должны работать в условиях высокочастотных электромагнитных полей и высоковольтных напряжений, а также выдерживать тепловые нагрузки. При этом требуемый ресурс может составлять десятки тысяч часов. Поэтому на этапе создания лабораторных моделей ВЧИД возникают проблемы, связанные как с выбором и обработкой материалов для критических элементов двигателей, так и с технологией сборки узлов.

В докладе изложены различные варианты технологических решений этих проблем при создании ВЧИД мощностью 2-3 кВт. В частности представлены:

- способы изготовления вариантов корпусов газоразрядных камер из керамики на основе нитрида кремния и из кремнийорганического стеклопластика;
- результаты исследования возможности применения кремнийорганического стеклопластика в элементах ВЧИД;
- варианты технологии лазерного перфорирования заготовок электродов ионно-оптической системы из сплавов титана и углерод-углеродных композитных материалов.

Рассмотрены методы контроля формы тонкостенных деталей сложной конфигурации.

Предложена технология сборки ионно-оптической системы, обеспечивающая соосность отверстий апертурных сеток электродов и стабильность межэлектродного зазора.

Работа выполнена при поддержке Гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки ведущей научной школы Российской Федерации НШ-895.2014.8 и Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072; при государственной поддержке проведения прикладных научных исследований и разработок, направленных на создание продукции и технологий по Соглашению № 14.577.21.0101.

### **Technological problems of radiofrequency ion thruster manufacturing**

Balashov V.V., Mogulkin A.I., Sitnikov S.A.

MAI, Moscow

The Radiofrequency Ion Thrusters (RFIT) must operate in the open space. They are subjected to vibration and impact loads when spaceships containing such engines are being launched. The RFIT parts and units must run under conditions of HF electromagnetic fields and high voltages, as well as must bear heat loading. And the resource may be demanded as high as tens of thousands of hours. This is why on the stage of the RFIT laboratory models development any problems arise, due to the choice and processing of materials for thrusters critical elements, and to the units assembly know-how.

Different variants of these problems technological solutions when creating 2-3 kW power RFITs are stated in this report. There are in particular:

- production technology of variants of the gas discharge camera cases made of silicon nitride ceramics and organosilicon glass-reinforced plastic;
- research results of the organosilicon glass-reinforced plastic application possibility in the RFIT elements;
- technological variants of the laser-induced punching of the ion optical system electrodes made of titanium alloys and of carbon-carbon composite materials.

The shape control methods of the thin-walled parts of a complex configuration are considered.

An assembling technology of the ion optical system, which provides the hole coaxiality in the electrodes aperture grids and the stability of the interelectrode gap, is suggested.

This work was supported by the grant No. NSh-895.2014.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation; by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education; with the state support for complex projects on creating high technology industries implemented with the participation of higher education establishments, agreement no. 02.G25.31.0072; with government support for applied research and development aimed at the creation of products and technologies under the Agreement № 14.577.21.0101, which are gratefully acknowledged.

### **Методика прогнозирования поломок лопаток компрессоров современных авиадвигателей**

Белоусов М.Г.

МГТУГА, г. Москва

В докладе изложена комплексная методика экспериментальных исследований усталостного разрушения лопаток компрессоров авиадвигателей, которые были выявлены при осмотрах проточной части двигателей гражданской авиации.

Методика позволяет решать прямые и обратные задачи. Имея расчетные и экспериментальные данные по напряженности пера лопатки ( $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ ) при резонансных колебаниях по высокочастотным формам, наиболее часто проявляющихся при эксплуатации отечественных и зарубежных ГТД, можно прогнозировать возможные поломки.

С появлением новейших авиадвигателей с большой степенью двухконтурности, новых широкохордных лопаток вентилятора, полых лопаток компрессора возникли проблемы разрушений, которые не попадают под исследования, которые проводились ранее и требуют дополнительных испытаний на прочность. При этом, наблюдались поломки лопаток вентиляторов, КНД и КВД различных ступеней. Фиксировались поломки лопатки в районе замка, на спинке в зоне 2/3 длины пера, на кромках в верхней трети и на торце.

Сбор и анализ материалов фотодокументирования поломок лопаток, выявленных при осмотрах, дает возможность выделить потенциально опасные формы колебаний. На основе всех результатов решаются задачи по подавлению таких дефектов.

Приведены распределения напряжений по перу лопаток для высокочастотных форм, наиболее характерных для всех типов двигателей.

Описаны общие закономерности усталостного разрушения лопаток и образования трещин. Рассматриваются основные модели, включая случаи при воздействии нескольких форм колебаний в рабочем диапазоне частот вращения ротора. Дано объяснение характерных разрушений лопаток, наблюдаемых на практике.

Достоверность результатов подтверждается сопоставлением с прямыми экспериментальными данными и материалами фотодокументирования разрушенных лопаток в условиях эксплуатации отечественных и зарубежных двигателей. А также воспроизведением в лабораторных условиях усталостных поломок, соответствующим эксплуатационным.

Материалы исследований дают возможность выявить и объяснить причину разрушений и предотвратить в дальнейшем поломки лопаток ГТД.

### **The method of predicting damage compressor blades modern engines**

Belousov M.G.

MSTUCA, Moscow

The report shows a comprehensive methodology of experimental researches of fatigue fracture of the compressor blades of aircraft engines, that have been identified in examining of the flow part of engines of civil aviation.

The methodology allows to solve the direct and inverse problems. Having the calculated and experimental data on the strength of the pen blades ( $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ ) during the resonant oscillations for high-frequency forms, which most often appeared in the operation of domestic and foreign turbojet engine, it is possible to predict the possible failures.

With the appearance of new engines with high bypass ratio, new wide-fan blades, hollow compressor blades, some problem destructions occurred, which is not covered by the researches, which were conducted earlier. They require additional durable tests. The breakages of the fan blades, LPT and HPT on different levels were observed. Breakages of the blades in the castle district, on the back in the zone 2/3 of the pen length, on the edges in the upper third, and at the end, were recorded.

The collection and analysis of photo documentation materials of damage blades, identified during the inspections, provides an opportunity to highlight

potentially dangerous waveforms. Based on all results, the problems are solved by the suppression of such defects.

Given the stress distributions of the pen blades for high-frequency forms, the most typical of all engines types.

Described the general patterns of fatigue fracture of the blades and cracking. Considering the basic model, including cases at influence of several forms of oscillations in the frequency range of the rotor. An explanation of the characteristic destructions of the blades observed in practice.

The reliability of the results is confirmed by comparison with direct experimental data and photo documentation materials of destroyed blades in operation of domestic and foreign engines. And also reproduce in the laboratory fatigue failures, appropriate performance.

Research materials make it possible to identify and explain the cause of damage and prevent further damage to gas turbine engine blades.

### **Исследование быстродействия клапанов перепуска воздуха ГТД с малоэмиссионной камерой сгорания**

Блюмин К.В.

СГАУ, г. Самара

Целью данной работы явилось теоретическое и экспериментальное исследование влияния быстродействия клапанов перепуска воздуха (КПВ) на газодинамическую устойчивость компрессора и стабильность горения в малоэмиссионной камере сгорания.

На первом этапе работ создана специальная гидравлическая установка для экспериментального исследования быстродействия агрегата управления перепуском воздуха (АУП), определены расходные характеристики его золотников и дросселирующих элементов. Определено быстродействие штатного АУП на испытательной установке, по результатам которого определены длительности открытия и закрытия штока агрегата при различных значениях нагрузки со стороны КПВ.

Разработана математическая модель АУП и проведены теоретические исследования его быстродействия в программном пакете Simulink, которая позволила определить скорости переключения штатного агрегата. По результатам моделирования были изготовлены измененные элементы втулки-жиклёра различных диаметров проходного сечения и проведены повторные экспериментальные исследования АУП, подтверждение математической модели и определение сводной характеристики быстродействия агрегата в зависимости от диаметра проходного сечения рабочей магистрали агрегата и противодействующей нагрузки со стороны КПВ.

Разработана упрощенная математическая модель газогенератора с учётом реальных характеристик компрессоров и турбин ГТД, на основе которых исследовано влияния быстродействия КПВ на устойчивость компрессора. Определена зависимость запаса газодинамической устойчивости от длительности или скорости переключения АУП.

Разработан и изготовлен регулируемый гидравлический дроссель, который позволяет изменять быстродействие переключения клапанов перепуска воздуха. Планируется его установка на агрегат и дальнейшие экспериментальные исследования. Кроме того, полученные в результате моделирования ГТД данные об изменении расхода воздуха в компрессоре при изменении времени закрытия КПВ планируется использовать при расчётах малоэмиссионной камеры сгорания для исследования распределения полей температур и определения изменения коэффициента избытка воздуха.

### **Investigation of compressor air bleed unit operation speed of gas turbine engine with low emission combustion chamber**

Blyumin K.V.  
SSAU, Samara

The aim of this work was theoretical and experimental research of the operation speed influence of interstage compressor air bleed valves on the gas-dynamic resistance of the compressor and the stability of combustion in low emission combustion chamber.

At the first, there created hydraulic bench for experimental research of the operation speed influence of compressor air bleed unit, determined flow characteristics of restricting elements and sliding valves. Defined operation speed characteristics of operational unit on test bench, the results of which determined the duration of opening and closing unit stock at different values of load from valves.

Mathematical model of the unit was developed and investigated of its performance in the software package Simulink. The model has allowed to determine the speed of the operation speed of a regular unit. On the result of the simulations were made changed items restricting element various diameters bore and repeated experimental research of air bleed unit, were carried out verification of the mathematical model and the definition of the characteristics of the consolidated performance of the unit, depending on the diameter of the flow cross section of the working line of the unit and counter load side air bleed valves.

Developed a simplified mathematical model of the gas generator taking into account the real characteristics of compressors and turbines GTE, on the basis of which investigated the effect of performance valves on the stability



of the compressor. Determined the dependence of gas-dynamic stability on the duration or speed of the air bleed unit working.

Designed and manufactured adjustable hydraulic throttle, which allows you to change the speed switching valve bypass air. It is planned to install it on the machine and further experimental studies. In addition, the resulting simulation GTE data about the change of air flow in the compressor by changing the closing time of the valves is planned to be used in the calculations of low-emission combustion chamber for studies of the distribution of temperature fields and determine the change of the coefficient of excess air.

### **Испытания ПВРД с горением твердого топлива и измерением тяговых характеристик в аэродинамической трубе**

Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г.

ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Разработка прямоточных воздушно-реактивные двигателей требует решения весьма сложных научно-технических проблем в области создания и управления комплексными дозвуковыми и сверхзвуковыми потоками с химическими реакциями горения. Применение твердого топлива для работы ПВРД еще больше усложняет решаемые проблемы. Поэтому организация экспериментальных исследований в этой области представляет собой важное направление для научных исследований.

В настоящей работе представлены результаты экспериментов по исследованию рабочих характеристик прямоточного двигателя с горением твердого топлива (ПВРД ТТ), включая измерение продольной силы, действующей на модель летательного аппарата в сверхзвуковом потоке

Малогобаритная осесимметричная модель летательного аппарата с ПВРД состоит из осесимметричной обечайки, секторного воздухозаборника и центрального корпуса с зарядом твердого топлива внутри. Воздухозаборное устройство модели летательного аппарата рассчитано на число Маха полета  $M=4$ . Внутри воздухозаборного устройства располагался малогобаритный газогенератор с твердотопливным элементом, который воспламенялся в процессе проведения эксперимента. Для измерения тягово-аэродинамических характеристик модель устанавливалась в рабочей части аэродинамической трубы на тензометрических весах.

Эксперименты выполнялись в сверхзвуковой импульсной аэродинамической трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН с диаметром среза сопла 300 мм. В процессе испытаний обеспечивались следующие параметры потока: число Маха  $M = 3,95$ ; начальное давление

торможения  $P_0 = 0,60$  МПа; начальная температура торможения  $T_0 = 290$  К.

Выполнена большая серия экспериментов, в которой были опробованы различные составы твердого топлива. Топливные образцы отличались химическим составом, продуктов горения. В экспериментах с горением твердого топлива в малогабаритном газогенераторе было получено существенное снижение сопротивления всей модели летательного аппарата от  $C_x=0,119$  до  $C_x=0,022$ , т.е. на 80%.

Настоящая работа выполнялась при поддержке РФФИ (грант 12-08-00565-а).

### **Test of solid fuel ramjet combustion with tractive force measuring in a wind tunnel**

Vnuchkov D.A., Zvegintsev V.I., Nalivaychenko D.G.

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics Siberian Branch RAS, Novosibirsk

Ramjet development requires solving highly complex technical problems in the development and management of joint subsonic and supersonic flows with chemical reactions of combustion. The application of solid fuel ramjet even more complicates problems to be solved. Therefore, the organization of experimental research in this area is an important area for scientists.

This paper presents the results of experiments on the performance of ramjet engine with combustion of solid fuel, including the measurement of the longitudinal force acting on the model of the aircraft in supersonic flow.

Axisymmetric model aircraft of small sizes with ramjet consists of axisymmetric cowl, star-shaped inlet and central body housing with a charge of solid fuel inside. Air inlet of the model is designed for Mach number  $M = 4$ . Inside the air inlet central body a compact solid fuel gas generator is located, which was ignited in the course of the experiment. To measure the drag-thrust aerodynamic forces the model was installed in the test section of the wind tunnel on strain-gauge balances.

The experiments were performed in a short-duration supersonic wind tunnel "Transit-M" ITAM SB RAS with nozzle exit diameter of 300 mm. During the tests, the following flow parameters were provided: Mach number  $M = 3.95$ ; initial stagnation pressure  $P_0 = 0.60$  МПа; initial stagnation temperature  $T_0 = 290$  К.

A large series of experiments was performed, in which different compositions of solid fuel were tested. Fuel samples were different in chemical composition, dispersion, physical properties (flexibility, density, etc.). Not all of the samples have shown good results and the suitability of the properties required for the application. Best results were obtained with samples of solid fuel on the basis of potassium nitrate and sorbitol having not

the highest energy, but having an optimal physical parameters of the fuel element and better gasification of combustion products. In experiments with burning of solid fuel in a small gas generator a significant decrease of about 80 % in aerodynamic drag of the entire model aircraft was found from  $C_X = 0.119$  to  $C_X = 0.022$  (see Fig. 2).

This work is supported by RFBR (grant 12-08-00565-a).

**Верификация методики исследования флаттера лопаток  
компрессора на дозвуковых режимах работы авиационного  
двигателя**

Говоров А.А., Мартиросов М.И.  
МАИ, г. Москва

Флаттер, как один из видов автоколебаний, является одним из самых опасных явлений в авиационном двигателе. Опасность заключается в быстром росте напряжений, который приводит к образованию трещин и обрыву лопаток. Сложность в предсказании процессов, протекающих в двигателе, заключается в наличии большого числа влияющих факторов, из которых необходимо выявить значимые и найти между ними взаимосвязь. В данном случае рабочее колесо компрессора описывалось основными уравнениями теории колебаний для развертки цилиндрического сечения, где каждый элемент имел две степени свободы. Таким образом, была получена система для  $N$  рабочих лопаток компрессора без бандажированной связи из  $2N$  дифференциальных уравнений. Данный подход позволяет выявить взаимосвязь лопаток по изгибной и крутильной формам, получить зависимость от сдвига фаз колебаний. Для учета аэродинамических сил используются коэффициенты влияния, полученные из эксперимента.

Для учета влияния соседних лопаток, а также вклада изгибных и крутильных колебаний применяется энергетический метод. В его основе лежит гипотеза о том, что автоколебания возникают на собственной частоте рабочей лопатки.

Для проверки сделанных выводов по каждой части работы проводится расчет рабочей лопатки сложной формы современного авиационного двигателя. Диаграмма Кэмпбелла, полученная в результате численного и натурного эксперимента, подтверждает сделанные предположения и может являться одним из критериев при оценке устойчивости рабочего колеса к флаттеру.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (коды проектов 14-01-00480\_a, 14-01-00429\_a).

## **Verification of approach to research of compressor blade flutter in subsonic aeroengine behavior**

Govorov A.A., Martirosov M.I.

MAI, Moscow

Flutter is one of self-induced vibrations types and one of the most dangerous effects. The threat is in rapid growth of stresses, which reduces to crack formation and blade strip. Complication in prediction of engine processing is in numerous influencing factors presence, and then significant factors must be detected and correlated. In this case, rotor is described by basic equations of Theory of vibrations, where rotor is scanning of cylindrical section with two degree-of-freedom elements. Thus, the system of 2N differential equations for N non-shrouded blades was derived. This approach shows flexural-and-torsional relatedness and receive phase shift of vibrations dependence. For aerodynamic force accounting influence coefficients taken from experiment are used.

Energetic method allows for influence of adjacent blades and contribution of flexural and torsional vibrations. This method is based on the hypothesis that self-induced vibrations is emerging on natural frequency of blade.

For conclusions, check in each part of the work the complex form blade calculation is being made.

Numerical and experimental Campbell plot confirms assumptions made earlier and plot can presents criterion for assessment flutter stability of rotor wheel.

This work was made at financial support of Russian Fundamental Research Fund (project codes 14-01-00480\_a, 14-01-00429\_a).

## **Сравнительное 3D исследование эффективности пленочного охлаждения сопловых лопаток турбин с цилиндрическими и профилированными отверстиями различной формы**

Горелов Ю.Г., Тюльков К.В.

НПЦ газотурбостроения «Салют», г.Москва

Для того чтобы оптимизировать пленочное охлаждение сопловой лопатки и, таким образом, увеличить эффективность газовой турбины, в расчете были исследованы различные конфигурации пленочного охлаждения. Приведенное расчетное исследование выполнялось для сравнения эффективности пленочного охлаждения отверстий различной формы: цилиндрического, профилированного (веерообразного) отверстия, веерообразного настильного в выходной части.

В исследовании рассматривались адиабатные и сопряженные тепловые условия на стенке с различными параметрами вдува (от 0,6 до 1,4). Поддерживались соотношения плотности охладителя к плотности

основного потока и соотношения температур равные 1,6 и 0,625, соответственно. Для расчетов использовалась модель турбулентности  $k-\omega$  SST. Приведены сложные структуры течения в отверстии охлаждения, на выходе и в зоне взаимодействия струи с поперечным течением. Для исследуемых конфигураций веерообразные отверстия и веерообразные отверстия, настильные в выходной части показали меньший отрыв струи, равномерную зону действия в направлении течения и в поперечном направлении. Дальнейшие результаты показали значительное различие отмеченных величин температур на поверхности, проходящей через осевую линию и адиабатической эффективности при адиабатных и сопряженных условиях; сопряженные величины были ниже, но более равномерными.

Результаты показали чистый выигрыш от использования профильных отверстий над цилиндрическими отверстиями, и, таким образом, снижения коэффициента эжекции пленочного охлаждения, особенно на спинке, где эффективность охлаждения около отверстия увеличивается, приближаясь к 25%, однако результаты показали также, что это улучшение снижается до нуля в области выходной кромки на спинке. Локальные коэффициенты теплоотдачи в основном уменьшались для конфигураций профилированных отверстий. В противоположность пленочному охлаждению при профилированных отверстиях показаны более низкие коэффициенты теплоотдачи в области выходной кромки на спинке, процесс, использующий конфигурацию профилированных отверстий превосходящих цилиндрические, показывает, как снижается тепловой поток по поверхности.

Численные прогнозы, использующие программирование пограничного слоя, CFD (ANSYS CFX) для конфигурации гладкой стенки удовлетворительно согласуются с результатами измерений.

### **3D comparative investigation film cooling effectiveness turbine nozzle vanes with cylindrical and different shapes film cooling holes**

Gorelov Yu.G., Tyulkov K.V.

Design Engineering Bureau of Advanced Research FSUV Gas Turbines  
Manufacture "Salute", Moscow

In order to optimize the vane film cooling and thereby increase the efficiency of a gas turbine, different film cooling configurations were computationally investigated. A computational study is carried out for comparison of the effectiveness of film cooling through holes of different shapes: cylindrical, shaped, and laidback fan-shaped film-cooling hole.

Both adiabatic and conjugate wall thermal condition with various blowing ratios (0.6 to 1.4) are considered for the investigation. The coolant-to-mainstream density ratio and temperature ratio are maintained at 1.6 and

0.625 respectively. The  $\kappa$ - $\omega$  SST turbulence model is used for computation. The complex flow structures within the film hole, the exit and in the interaction zone of jet with cross flow are reported. Among the configurations studied, the shaped and laidback fan-shaped have shown smaller jet lift off and uniform coolant coverage in both lateral and streamwise directions. Further, the results showed a significant difference in the indicated values of centerline surface temperature and effectiveness with the adiabatic and the conjugate conditions; the conjugate values being lower but more uniform.

The results show clear benefit of using shaped holes over cylindrical ditto, and thereby decreasing the film cooling ejection ratio, especially on the suction side where near hole film effectiveness is enhanced by approximately 25%, but the results also show that this benefit diminishes to nothing in the suction side trailing edge region. The local heat transfer coefficients are generally lower for the shaped hole configurations. Contrary to the film effectiveness the shaped holes configurations show lower heat transfer coefficients also at the suction side trailing edge region, making use of the shaped hole configurations superior to cylindrical ones as the heat flux to the surface is reduced.

Numerical predictions using a boundary layer code, CFD (ANSYS CFX), for a smooth wall configuration corresponds well with the measured results.

### **Сопоставление моделей, используемых для оценки профильных потерь в осевых турбинах с помощью методов математической статистики**

Батурин О.В., Колмакова Д.А., Горшков А.Ю., Ефимова А.А.  
СГАУ, г. Самара

Сегодня CFD методы прочно заняли место основного расчетного инструмента при проектировании и доводке турбин. Однако CFD расчет - поверочный и для него необходима начальная геометрия, которая получается в результате 1 и 2D расчетов. Чем точнее окажется такой расчет, тем меньшее число обращений к CFD модели потребуется в дальнейшем, тем меньшее время займет поиск финального результата. Таким образом, задача повышения точности и адекватности 1 и 2D расчетов всегда остается актуальной.

Одним из ключевых вопросов повышения точности расчета турбин является моделирование потерь. На сегодняшний день известно более 20 моделей потерь, созданных разными исследователями за последние 70 лет. В данной работе ставится цель – выяснить, какая из известных моделей описывает профильные потери наиболее адекватно. Для этого с помощью выбранных методик были рассчитаны потери, а результаты были сопоставлены с результатами продувок нескольких десятков незакрученных решеток профилей постоянного по высоте сечения.

Экспериментальные данные представляют собой зависимость профильных потерь от изоэнтропической приведенной скорости на выходе из турбинной решетки. Аналогичные зависимости были получены для каждой рассматриваемой решетки с помощью выбранных моделей потерь. Сопоставляя данные эксперимента и расчета было обнаружено, что в некоторых решетках совпадение идеально, а в некоторых различия существенны при использовании одной и той же модели потерь. В этой ситуации делать вывод об адекватности модели потерь сложно.

Для того, чтобы решить данную проблему был предложен следующий алгоритм. Для каждой модели потерь и для всех рассчитанных решеток были найдены величины относительного отклонения расчетных данных от данных эксперимента. Полученный массив был разделен на несколько подмножеств в соответствии с величиной приведенной скорости. Разница между крайними значениями каждого рассмотренного диапазона приведенной скорости составляла 0,1. Анализ данных показал, что внутри одного подмножества величины относительного отклонения результатов расчета от эксперимента подчиняются закону нормального распределения. Это позволяет найти наиболее вероятное значение отклонения расчетных данных от эксперимента для каждого диапазона приведенных скоростей, а также величину отклонения от среднего значения с вероятностью 95%.

Сопоставляя данные полученные для всех рассмотренных моделей потерь с погрешностью эксперимента был сделан вывод, что ни одна из рассматриваемых моделей не описывает профильные потери адекватно во всем рассматриваемом диапазоне приведенных скоростей.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

### **Comparison of the models used to assess the profile losses in axial turbines with the help of mathematical statistics methods**

Baturin O.V., Kolmakova D.A., Gorshkov A.Yu., Efimova A.A.  
SSAU, Samara

Today CFD methods are basic calculation tool for designing and debugging turbines. However, CFD calculation is checking and initial geometry, which is the result of 1D and 2D calculations is necessary. The more accurately 1D and 2D calculation is, the fewer number of references to CFD models will be required; the less time will take the searching for the final result. Thus, the task of accuracy and adequacy increase of 1D and 2D calculations is always up to date.

Loss modeling is one of the key issues of improving accuracy of turbines calculation. Today, more than 20 loss models are known which were created by different researchers over the last 70 years. The main goal of this paper is to find out which of the models most adequately describes the profile losses. For this purpose the losses were calculated using the selected techniques and the results were compared with the blowdown results of several dozen of untwisted airfoil cascades with uniform section throughout the channel height.

Experimental data is the dependence of profile losses from isentropic specific flow rate at the turbine cascade outlet. Similar dependences were obtained for each cascade using the selected loss models. Comparing the experimental and calculated data, it was found that in some cascades the coincidence was ideal, and in some the differences were significant when using the same model of loss. In this situation it is difficult to draw a conclusion about the adequacy of loss model.

To solve this problem the following algorithm was proposed. The relative calculated data deviations from the experimental data were found for each loss model and all calculated cascades. The obtained array was divided into multiple subsets in accordance with the magnitude of the specific flow rate. The difference between the extreme values of each considered isentropic specific flow rate range was 0.1. Data analysis showed that the relative deviations of the calculation results from the experiment data follow the Gaussian probability law within one subset. This allows to find the most probable value of the deviation of calculated data from the experiment for each range of specific flow rate, as well as the deviation from the mean value with 95% probability.

Comparing the data obtained for all the loss models with experimental error it was concluded that none of the considered loss models adequately describe the profile loss in the whole range of specific flow rate.

This work was financially supported by the Government of the Russian Federation (Ministry of education and science) based on the Government of the Russian Federation Decree of 09.04.2010 № 218 (theme code 2013-218-04-4777).

### **Моделирование процессов в контактных узлах современных энергоустановок**

Ежов А.Д.  
МАИ, г.Москва

В современной науке и технике при проведении расчетов тепловых режимов, разработке энергетического оборудования, используемого в авиационных, ракетных и космических системах, для предсказания величин тепловых потоков и непроизводительных потерь в



контактирующих узлах конструкции, учет контактного термического сопротивления и, как следствие, шероховатости поверхности является одной из важнейших составляющих.

В рассматриваемых задачах для достоверного определения контактного термического сопротивления возникает необходимость оценки реального распределения микронеровностей поверхностей как по высоте, так и по шагу, которая обычно производится с помощью статистических функций распределения. Воспользоваться этими функциями в реальных задачах из-за ряда эмпирических коэффициентов бывает довольно затруднительно. Это приводит к невозможности с высокой степенью достоверности определить истинные пятна контакта поверхностей, а следовательно, точно определить фактическую площадь поверхности контакта вступающей во взаимодействие.

Для определения деформаций микрорельефа поверхности в зоне контакта, возникающих после приложения механических нагрузок, необходимо однозначно знать характеристики измененных в результате воздействия профилограмм контактирующих поверхностей.

На основе проведенного анализа профилограмм поверхностей, разработана методика, результатом которой является возможность определения координат точек микронеровностей поверхности, необходимых для моделирования 3-х мерной модели микрорельефа поверхности. Предложенная методика позволяет получить модели шероховатости поверхности удовлетворительно совпадающие со снимками поверхности реальных образцов, полученными с помощью электронного микроскопа.

Для реализации поставленной задачи по моделированию термического контактного сопротивления, использующего шероховатость поверхности как основную определяющую функцию, была сформирована статистическая база моделей различного класса поверхностей. Проведенное предварительное моделирование механических и тепловых деформаций позволяет задать граничные условия для выполнения основного расчета по определению термического контактного сопротивления.

По результатам расчетов и их верификации по данным экспериментов можно сказать, что предлагаемая методика весьма достоверна, и она пригодна для моделирования температурных полей в контактирующих узлах различных теплонапряженных конструкций для любой контактной пары металлов.

## **Modelling of processes in contact knots of the up-to-date power installations**

Ezhov A.D.

MAI, Moscow

In the modern science and the technology at carrying out the calculations of thermal modes, working out of the energy equipment used in aviation, rocket and space systems for a prediction of thermal streams quantities and unproductive losses in contacting knots of a construction, the consideration of contact thermal resistance and, as consequence, surface roughnesses is one of the major components.

In viewed problems for reliable definition of contact thermal resistance there is a necessity of an estimation of real allocation of microroughnesses of surfaces as well as in height, and in a step which is usually yielded by means of statistical distribution functions. To take advantage of these functions in real problems because of a series of empirical coefficients is appeared to be quite difficult. That results into impossibility with a high degree of reliability to define the true stains of contact of surfaces and consequently, to specify an actual surface area of contact entering interaction.

For definition of strains of a microrelief of a surface in a band of the contact, arising after mechanical loadings application, it is necessary to know characteristics of changed as a result of action profile record contacting surfaces.

On the basis of the profile record surfaces analysis, the methodology is worked out which effect is possibility to define the co-ordinates of microroughnesses surface points which necessary for modelling of 3 dimensional model of a microrelief of a surface. The offered procedure allows to get models of surface roughness which coincide with pictures, gained by means of an electronic microscope.

For task realization for modeling thermal contact resistance using a roughness of a surface as the basic spotting function, the statistical datum of models of a various class of surfaces has been generated. The held pre-modelling of mechanical and thermal strains allows to set boundary conditions for performance of the basic calculation by definition of thermal contact resistance.

By results of calculations and their verification according to experiments it is possible to tell that the offered procedure is quite reliable, and it is suitable for modelling of temperature fields in contacting knots of various heat-stressed constructions for any contact pair of metals.

## **Перспективы развития технологий формования деталей ГТД из полимерных композиционных материалов**

Коротыгин А.А., Ефремова К.К., Бобков Д.М.

НПО «Сатурн, г. Рыбинск

В настоящее время одним из актуальных и наиболее перспективных направлений по снижению удельной массы двигателей является применение в конструкции газотурбинного двигателя (ГТД) деталей из композиционных материалов на основе полимерных связующих. Насколько изделия из полимерных композиционных материалов (ПКМ) будут качественны и конкурентоспособны, во многом зависит от технологии их формования.

Одна из главных мировых тенденций развития ПКМ - повышение автоматизации производства и уменьшение ручного труда. Автоматизация поможет значительно снизить время и стоимость изготовления деталей, однако это становится возможным только благодаря созданию новых технологий и использованию высокотехнологичного оборудования, например, технологии автоматизированной выкладке препрега с помощью роботизированного комплекса компании Cogiolis. Однако для высоконагруженных деталей ГТД применение таких технологий как автоматизированная выкладка не нашло широкого распространения в силу недостаточной прочности получаемых изделий.

Можно выделить два направления развития перспективных технологий изготовления деталей из ПКМ – формование термопластичных ПКМ и 3D-ткачество с последующей пропиткой методом RTM. К первому направлению можно отнести несколько перспективных технологий:

- термоформование термопластичных препрегов;
- овермолдинг и прочие гибридные технологии (комбинация дисперсного и непрерывного армирования);
- TP-RTM (Thermoplastic-RTM).

Разработка и внедрение данных технологий позволит решить одну из главных проблем деталей ГТД из ПКМ - отсутствие ремонтпригодности.

Значительное преимущество в стоимости и скорости изготовления детали может дать комбинация технологий 3D-ткачества и RTM. По этому пути пошли ведущие западные компании и добились значительного успеха. И если в России технология RTM в настоящее время уже достаточно успешно осваивается, то технология 3D-ткачества находится в зачаточном состоянии.

Вышеперечисленные технологии формования отображают еще одну тенденцию изготовления деталей из ПКМ – это комбинация технологий,

стирание границ между ними. Примером также может служить набирающая популярность SQRTM-технология, представляющая собой пропитку препрега жидким связующим, и её аналоги.

ОАО «НПО «Сатурн» сконцентрировано на развитии таких передовых технологий как формование термопластичных ПКМ и 3D-ткачество, которые позволят обеспечить конкурентоспособность отечественных ГТД.

### **Perspective evolution of manufacturing processes for polymer matrix composite gas turbine engine parts**

Korotygin A.A., Efremova K.K., Bobkov D.M.  
NPO “Saturn”, Rybinsk

The current interest in lowering gas turbine engine specific weight is introduction of parts made of polymer matrix composites (PMC) to the design of the engine. The quality and competitiveness of such parts will mostly rely on their manufacturing process.

One of the main worldwide trends of PMC development is automation of the manufacturing process and reduction of manual labor. Automation can highly reduce time and cost of part production, but it is only possible by developing new technologies and use of high-tech equipment, for example, automated prepreg layup process with use of Coriolis robotic system. However, such processes did not find application for high-loaded engine parts since the final strength of the part is insufficient.

Two directions of development can be distinguished: thermoforming of thermoplastic PMC and 3D-weaving with resin transfer molding (RTM). The first direction comprises several technologies, such as:

- Thermoforming of thermoplastic prepregs;
- Overmolding and other hybrid technologies (combinations of long and short fibers reinforcement);
- Thermoplastic resin transfer molding (TP-RTM).

Development and introduction of these processes can solve one of the main problems of composite engine parts – repairability.

Significant advantage in cost and manufacturing time can be achieved with 3D-weaving technology in combination with RTM. Several foreign countries have chosen this development path and have achieved success. In Russian, on one hand, RTM processes are successfully applied; on the other hand, 3D-weaving is in its embryonic state.

The mentioned above manufacturing technologies also point out another tendency in composite parts production – combination of different technologies and blurring of boundaries between them. As an example a gaining popularity technology SQRTM can be mentioned, which is prepreg impregnation with liquid resin.

JSC NPO Saturn has focused its attention on developing advanced technologies: thermoforming of thermoplastic PMC and 3D-weaving. These technologies will ensure competitiveness of domestic gas turbine engines.

### **Численное моделирование автоколебательных процессов веерной струи с цилиндрическим резонатором**

Ешаков П.А., Засухин О.Н., Яковчук М.С.

ВОЕНМЕХ, г. Санкт-Петербург

Создание мощных и экономичных газоструйных генераторов звука является в настоящее время актуальной задачей, поскольку эти генераторы находят широкое применение во многих технологических процессах металлургической, химической, металлообрабатывающей и других отраслях промышленности. В работе проводится численный расчет (моделирование) нестационарной газодинамики веерного течения от цилиндрического газоструйного генератора (принцип работы которого основан на работе свистка «Гавро»). Исследуемая установка состоит из цилиндрического ресивера со сжатым воздухом, в торце ресивера по контуру установлено тонкое кольцевое сопло, из которого происходит истечение веерной струи. Она натекает на кольцевой рассекающий клин, который разделяет струю на два потока: один поток затекает в резонатор, заполняя его полость; второй в затопленную среду. Возмущения от притока массы распространяются в резонаторе в виде волн сжатия. Отражаясь от стенок резонатора, волновые возмущения достигают его горла, вызывая отклонение потока от горла резонатора, тем самым, обеспечивая истечение некоторой массы воздуха из резонатора. Выброс массы из резонатора вызывает возмущения в виде волн разряжения, которые, распространяясь, и различными способами, отражаясь от стенок резонатора, в итоге воздействуют на поток в горле резонатора, отклоняя его вновь в полость резонатора. Цикл повторяется.

В данной работе рассмотрена постановка нестационарной осесимметричной задачи истечения газа из кольцевого сопла, объемной задачи, а так же поставлена плоская задача для визуализации несимметричности струи, относительно геометрической оси. Проведен анализ экспериментального исследования истечения веерной струи.

Выполнено нестационарное моделирование взаимодействия веерной струи и рассекающим клином, получены нестационарные колебательные структуры. Все расчеты выполнены в специализированном пакете для расчетов газодинамики.

Расчеты проводились на разных моделях турбулентности (расчет ламинарной струи и струи в переходном режиме течения с помощью модели transition SST), на блочных структурированных сетках, разной степени точности (20 и 40 тыс. ячеек). Проведено сравнение

результатов из полученных графиков и картин визуализации плоской осесимметричной задачи.

Построены графики зависимости давления от времени в определенных точках резонатора, в его донных областях и под клином. Полученные результаты могут быть полезны для изучения сферы аэротермоакустической обработки металлов.

### **Numerical modeling of self-oscillatory processes of a fan flow with the cylindrical resonator**

Eshakov P.A., Zasukhin O.N., Yakovchuk M.S.  
VOENMEH, St. Petersburg

Making of powerful and economic gas-jet generators of a sound is now an actual task as these generators find broad application in many technological processes metallurgical, chemical, metalworking and other branches of the industry. In work numerical calculation (modeling) of unsteady gas dynamics of a fan current from the cylindrical gas-jet generator is carried out (which principle of work is based on work of a whistle of "Havro"). The studied installation consists of a cylindrical receiver with compressed air, in a receiver end face on a contour the thin ring nozzle from which there is an expiration of a fan stream is established. It accumulates on the ring dissecting wedge which divides a stream into two streams: one stream flows into the resonator, filling his cavity; the second on the flooded Wednesday. Indignations from inflow of weight extend in the resonator in a compression wave mode. Being reflected from resonator walls, wave indignations reach his throat, causing a stream deviation from a resonator throat, thereby, providing the expiration of some mass of air from the resonator. Emission of weight from the resonator causes indignations in a discharge wave mode which, extending, and in various ways, being reflected from resonator walls, as a result influence a stream in a resonator throat, rejecting it in a resonator cavity again. The cycle is repeated.

In this work statement of a unsteady axisymmetric task of the expiration of gas from a ring nozzle, a volume task is considered, and the flat task for visualization of asymmetry of a stream, rather geometrical axis is also set. All solutions was making in a CFD soft.

Unsteady modeling of interaction of a fan stream and the dissecting wedge is executed and non-stationary oscillatory structures are received. All calculations are received in a specialized package for calculations of gas dynamics.

Calculations were carried out with connection of various models of turbulence, in particular with use the of LES and DES models. Comparison of results from the received schedules and pictures of visualization of a flat axisymmetric task is carried out.

Chart of dependence of pressure from time in define points of the resonator, in its ground areas and under a wedge are constructed. The received results can be useful to studying of the sphere of aero thermoacoustic processing of metals.

### **Экспериментальные исследования пространственных течений в соплах реактивных двигателей.**

Зайковский В.Н.

ИТПМ СОРАН, г. Новосибирск

В работе исследованы процессы образования крупномасштабных продольных контрвращающихся структур в проточном тракте до и сверхзвуковой части сопел реактивных двигателей. Причиной их возникновения является взаимодействие набегающих струйных течений с криволинейными поверхностями в транзвуковой части сопел. Показано определяющее влияние на интенсивность вихрей скорости набегающего потока. Наличие пространственных структур влияет на процессы тепломассообмена и эрозию внутренних поверхностей проточного тракта двигателя.

Имеется значительное количество теоретических и экспериментальных работ посвящённых исследованиям мелкомасштабных (порядка толщины пограничного слоя) пространственных образований типа вихрей Тейлора – Гёртлера. Гораздо менее исследованы крупномасштабные продольные вихревые структуры, занимающие основную часть проточного тракта. Экспериментальными методами изучены три типа отмеченных пространственных образований.

К первому типу относятся продольные вихри, отмеченные в свободном пространстве за зарядами твёрдого топлива с каналами звездообразной формы, ранее имеющие широкое применение в РДТТ. В ИТПМ впервые были разработаны эмпирические модели подобных структур, возникающих при взаимодействии плоских струй истекающих из лучей канала заряда, с криволинейной поверхностью дозвуковой части сопла. На основании опытных данных предложены методы эффективного подавления негативного их влияния.

Далее рассмотрены результаты проведенных в ИТПМ исследований, где показано образование крупномасштабных вихрей в свободном пространстве за зарядом ТТ с проточным каналом кругового поперечного сечения. Интенсивность рассматриваемых структур ниже, чем в опыте для звездообразного канала, однако при достаточно высокой скорости потока можно измерить результат их взаимодействия с внутренней поверхностью сопла. Наличие в проточном пространстве двигателя зарядов ТТ с каналами различной конфигурации, неизбежно

приводит к возникновению пространственных структур различной интенсивности.

К третьему типу относятся крупномасштабные парные вихри, образующиеся в сопле с проницаемым сверхзвуковым раструбом. В последнее время рассматривается возможность их использования для пассивного (без изменения геометрии) регулирования степени нерасчётности сопел с целью оптимизации тяги по траектории полёта. Механизм образования вихрей состоит в следующем, в сопле с пористой стенкой при определённом давлении в форкамере существуют зоны выдува и вдува газа. Смена режимов течения приводит к появлению положительной кривизны линий тока. Поскольку течение газа вблизи стенки имеет отрицательный градиент  $\partial u/\partial r < 0$ , это приведёт к нарушению равновесия между градиентом давления и центробежной силой. В результате в течении начнёт развиваться неустойчивость, которая заканчивается образованием крупномасштабных продольных вихрей.

Как следует из представленных выше экспериментальных исследований, крупномасштабные продольные контрвращающиеся структуры возникают в РДТТ при взаимодействии плоских или осесимметричных струйных течений с внутренней поверхностью проточного канала сложной конфигурации, а так же если имеет место одновременный вдув и выдув газа через проницаемую стенку сверхзвукового сопла.

### **Experimental investigations of spatial flows in nozzles of jet engines**

Заиковский В.Н.

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch, Russian Academy of Sciences, Novosibirsk

The paper describes investigations of formation of large-scale streamwise counter-rotating structures in the duct of the subsonic and supersonic parts of nozzles of jet engines. The reason for their emergence is interaction of impinging jet flows with curvilinear surfaces in the transonic part of the nozzle. The governing effect of the free-stream velocity on the vortex intensity is demonstrated. The presence of spatial structures affects heat and mass transfer and erosion of the inner surfaces of the engine duct.

There are numerous theoretical and experimental works aimed at investigating small-scale (of the order of the boundary layer thickness) spatial structures, such as the Taylor-Goertler vortices. Large-scale streamwise vortex structures occupying the major part of the engine duct were studied to a much smaller extent. Three types of such spatial structures were investigated by experimental methods.



The first group includes spatial vortices observed in the free space behind solid-propellant charges with star-shaped channels, which were widely used in solid-propellant rocket engines. The first empirical models of such structures formed due to interaction of plane jets exhausting from the rays of the charge channel with the curvilinear surface of the subsonic part of the nozzle were developed at the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences (ITAM SB RAS). Based on experimental data, methods of effective suppression of the adverse effect induced by these structures were proposed.

The second group includes the results of ITAM SB RAS investigations with formation of large-scale vortices in the free space behind the solid-propellant charge with a duct having a circular cross section. The intensity of these structures is lower than that in the experiment with a star-shaped duct, but it is possible to measure the result of their interaction with the inner surface of the nozzle if the flow velocity is sufficiently high. The presence of solid-propellant charges with channels of different configurations in the engine duct inevitably leads to generation of spatial structures of different intensities.

The third group includes large-scale paired vortices formed in the nozzle with a permeable supersonic bell mouth. The possibility of using such nozzles for passive (with no changes in the nozzle geometry) control of the nozzle pressure ratio for the purpose of thrust optimization along the slight trajectory has been recently considered. The following vortex formation mechanism is implied. Zones of gas ejection and injection are formed in the nozzle with a porous wall at a certain pressure in the settling chamber. A change in the flow regime leads to positive curvature of the streamlines. As the gas flow near the wall has a negative gradient  $\partial u/\partial r < 0$ , this leads to violation of equilibrium between the pressure gradient and the centrifugal force. As a result, instability starts to form in the flow, which is finalized by formation of large-scale streamwise vortices.

As it follows from the above-presented experimental investigations, large-scale streamwise counter-rotating structures arise in the solid-propellant rocket engine due to interaction of plane or axisymmetric jet flows with the inner surface of the engine duct, which has a complicated configuration, and also in the case of simultaneous injection and ejection of the gas through the permeable wall of the supersonic nozzle.

## **Проектирование кольцевых воздухозаборников изоэнтروпического сжатия для осесимметричных летательных аппаратов**

Брагунцов Е.Я.<sup>1</sup>, Внучков Д.А.<sup>1</sup>, Галкин В.М.<sup>2</sup>, Звегинцев В.И.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск; <sup>2</sup>ТПУ, г. Томск

Для построения кольцевого изоэнтропического воздухозаборника используется известная технология построения кольцевых осесимметричных сопел при помощи метода характеристик для совершенного газа. Близкий подход использовался при построении многорежимных сопел для гиперзвуковой аэродинамической трубы АТА-303.

В общем случае рассматривается осесимметричное сверхзвуковое сопло с центральным телом. Сопло должно на минимальной длине трансформировать входящий поток в параллельный однородный поток на выходе. Минимальная длина сопла достигается путем разворота потока в волнах разрежения около угловых точек в районе критического сечения и на выравнивающем контуре сопла.

Новым элементом данной задачи является осесимметричное центральное тело, в качестве которого рассматривались цилиндр, конус и сочетание конуса с цилиндром. Такой выбор геометрии обусловлен, прежде всего, технологической простотой размещения полезной нагрузки, однако рассматривались варианты профилирования центрального тела методом характеристик. Как показали расчеты, наличие центрального тела в виде конуса с цилиндром позволяет существенно сократить длину сопла.

Используя аналог сопла Буземана и результаты расчетов изоэнтропических сопел с различными начальными данными, можно вырезать из них необходимые трубки тока применительно к размерам конкретной конструкции. В результате получаются сверхзвуковые и гиперзвуковые кольцевые воздухозаборники изоэнтропического сжатия, удовлетворяющие заданным требованиям. Такие воздухозаборники обеспечивают изоэнтропическое торможение потока и поворот потока внутрь корпуса летательного аппарата. В работе приводятся примеры конфигураций построенных воздухозаборников на диапазон чисел Маха полета от  $M = 2$  до  $M = 6$ . Характеристики построенных кольцевых воздухозаборников были получены при помощи численного моделирования трехмерного вязкого течения вокруг и внутри воздухозаборника в диапазоне реальных условий полета. Результаты численного моделирования в трехмерной вязкой постановке подтвердили практическую реализуемость предлагаемых воздухозаборников и их высокие эксплуатационные характеристики в широком диапазоне полетных условий.

## **Designing of annular air inlets with isentropic compression for axisymmetric flight vehicles**

Braguntsov E.Ja.<sup>1</sup>, Vnuchkov D.A.<sup>1</sup>, Galkin V.M.<sup>2</sup>, Zvegintsev V.I.<sup>1</sup>  
ITAM SB RAS, Novosibirsk; <sup>2</sup>TPU, Tomsk

In order to design an annular isentropic air inlet well known technique is used which has applied for constructing axisymmetric ring-shaped nozzle with help of the method of characteristics for a perfect gas. Generally axisymmetric supersonic nozzle is considered, which must transform incoming flow at minimum length into a parallel uniform flow at the exit. This is achieved by rotating the flow in the rarefaction wave around the corner point in the vicinity of the critical section and subsequent reverse rotation by equalizing part of the nozzle. A new element in this field is axially symmetric central body, which is considered as a cylinder, a cone, and a combination of the cone and cylinder. Our calculations showed that the presence of a central body in the form of a cone with a cylinder can significantly reduce the length of the nozzle.

By using the results of calculations of isentropic nozzle with different initial conditions and by cutting of the flow pattern along required flow lines which scaled to the sizes of a particular design, one can turn back the air flow and creates ring-shaped (annular) supersonic and hypersonic inlets of isentropic compression that satisfy certain requirements. These inlets provide isentropic deceleration of the flow and flow reversal inside the airframe

The paper gives examples of built air inlet configurations at a range of flight Mach numbers from  $M = 2$  to  $M = 6$ . Characteristics of built annular air inlets were obtained by numerical simulation of three-dimensional viscous flow around and through the inlet in a range of actual flight conditions. The results of numerical simulations have confirmed the practical feasibility of the proposed air inlets and high performance in a wide range of flight conditions.

## **Автоматизация компоновки солнечных батарей и концентраторов в ракетно-космической технике**

Куи Мин Хан  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является автоматизация проектирования размещения солнечных батарей на космических летательных аппаратах и солнечных концентраторов при колонизации планет и их спутников. Такая же проблема возникает и при проектировании гелиоэлектростанций на земле. Актуальность такого исследования обусловлена тем, что на земле гелиоэнергетика является источником экологически чистой энергии, а в космосе – зачастую единственным источником жизнеобеспечения внеземных поселений и обитаемых

космических станций. Сразу оговоримся, что речь идет о полях концентраторов, не обеспечивающих слежение за изменением положения солнца.

Сложность геометрического моделирования размещения концентраторов в том, что решение этой задачи требует взаимосвязанного решения двух проблем:

- оптимальной ориентации солнечного концентратора по отношению к траектории (эклиптике) солнца по двум координатным осям;
- оптимального количества размещенных на определенной площади гелиостатов.

Первая проблема обусловлена тем, что при своем движении по небосводу солнце в каждый конкретный день года имеет свою траекторию (эклиптику), причем в каждой точке этой траектории отдача энергии солнцем различная. Возможность же снять падающую в каждый конкретный момент солнечную энергию определяется ориентацией солнечного концентратора как по направлению, так и по углу к горизонту. В результате геометрического моделирования необходимо получить такое решение по его размещению, чтобы солнечный концентратор за определенный период времени интегрально мог собрать максимальное количество энергии.

Вторая проблема связана с тем, что солнечные концентраторы располагаются группами (полями) и при этом частично экранируют друг друга. Если на определенной площади концентраторов будет мало, то и съем энергии солнца будет маленьким, если же много – то они будут работать неэффективно, затеняя друг друга.

В докладе рассмотрено решение этой проблемы автоматизации размещения и ориентации солнечных батарей и концентраторов как оптимизационная задача математического программирования, направленная на максимально эффективное использование этих высокотехнологичных источников энергии в космосе и на земле.

### **Automating the layout of solar panels and hubs in rocket and space technology**

Kyi Min Han  
MAI, Moscow

The aim of this work is to automate the design placement of solar panels on the spacecraft and solar concentrators with colonization of the planets and their satellites. The same problem arises in the design gelioelektrostantsy on earth. The relevance of this study is due to the fact that the earth is solar power as a clean source of energy, and in space - often the only source of livelihood for extraterrestrial settlements and manned space stations. Outset

that we are talking about the fields hubs do not provide tracking changes in the position of the sun.

The complexity of geometric modeling placement hubs that this requires an interconnected solution of two problems:

- optimal orientation of the solar concentrator with respect to the path (the ecliptic) of the sun on two axes;
- Optimal number of placed in a certain area of the heliostats.

The first problem stems from the fact that in its motion across the sky the sun at any given day of the year has its own path (the ecliptic), and at each point of the trajectory of the sun energy output is different. The possibility to remove the incident at any given time is determined by the orientation of the solar energy solar concentrator as the direction and the angle to the horizon. As a result, geometric modeling is necessary to obtain a ruling on his placement to a solar concentrator for a certain period of time integral could gather the maximum amount of energy.

The second problem relates to the fact that solar concentrators are arranged in groups (fields) and thus partially screen each other. If a certain area of concentrates will be little, then eat the sun's energy to be small, but if a lot - they will not work effectively, obscuring each other.

The report is considered a solution to this problem of automating the placement and orientation of the solar panels and hubs as an optimization problem of mathematical programming, aimed at maximizing the use of these high-energy sources in space and on the ground.

### **Оценка влияния деформации конструкции на газодинамические характеристики в проточном тракте гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя**

Абашев В.М., Животов Н.П., Еремкин И.В., Киктев С.И.,  
Хомовский Я.Н., Тарасенко О.С.  
МАИ, г. Москва

Особенностью рабочего процесса в тракте гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя является то, что по тракту течет сверхзвуковой высокотемпературный поток. Такой поток реагирует на острые кромки тракта, изменение его геометрии и т.д. Поэтому для крупногабаритных ГПВРД актуальным является исследование влияния деформации тракта на изменение параметров рабочего процесса.

В МАИ проводится исследования, посвященные решению данной проблемы. Спроектирована и изготовлена экспериментальная установка, позволяющая визуализировать процесс течения в таком тракте двигателя и определить его основные газодинамические характеристики.

В стенд устанавливаются сменные имитаторы, показывающие степень деформированности геометрии тракта. Разработана методика технологии изготовления имитаторов из фотополимера, относящаяся к аддитивным технологиям. Величины и формы деформаций определяются как по известным методикам теории пластин и оболочек, так и с использованием CAE-систем САПР.

Предварительные численные исследования показывают подтверждают предположение о влиянии деформации на газодинамические характеристики рабочего процесса.

### **Assessment of strain on construction gas dynamic characteristics in the flow path hypersonic jet engine**

Abashev V.M., Zhivotov N.P., Eremkin I.V., Kiktev S.I., Homovsky Y.N.,  
Tarasenko O.S.  
MAI, Moscow

Feature of the workflow in the path of a hypersonic ramjet engine is that along the highway flowing supersonic high-temperature flow. Such a flow responsive to sharp edges tract changing its geometry, etc. Therefore, for large-scale scramjet is urgent investigation of the influence of deformation path to change workflow settings.

In MAI conducted research on the problem. Designed and constructed an experimental setup that allows you to visualize the process flow in a path of the engine and determine its basic gas dynamic characteristics.

In the booth set removable simulators, showing the extent of deformity geometry tract. The technique of manufacturing technology imitators of photopolymer attributable to additive technologies. Size and shape deformations are defined as according to known methods of the theory of plates and shells, as well as using the CAE-CAD systems.

Preliminary numerical studies suggest confirm the hypothesis of the influence of strain on the gas-dynamic characteristics of the workflow.

### **Численное исследование вариантов трубчатого направляющего аппарата**

Тимушев С.Ф., Клименко Д.В., Корчинский В.В., Лотков Н.А.  
МАИ, г. Москва

Повышение ресурса турбонасосных агрегатов подачи ЖРД является актуальной задачей. Большое количество отказов систем двигательной установки связано с высоким уровнем вибрации. Основным источником вибрации являются шнекоцентробежные насосные агрегаты. Доминирующим источником в спектрах пульсаций давления и вибрации высокооборотных шнекоцентробежных насосов являются тональные компоненты на частоте следования рабочих лопаток и их гармониках.

Эти колебания обусловлены нестационарным гидродинамическим взаимодействием неравномерного потока, выходящего из центробежного колеса, с лопатками или каналами направляющего аппарата (НА). Применение трубчатых направляющих аппаратов позволяет снизить амплитуды пульсаций давления и вибрации на частотах следования лопаток по сравнению с традиционными лопаточными НА. Важной проблемой остается проведение вычислительных экспериментов с целью выбора оптимального варианта геометрии трубчатого направляющего аппарата. Целью данной работы является анализ влияния угла установки трубчатой решетки НА в насосе на амплитуду пульсаций давления лопаточных частот. Расчетный анализ проведен с применением метода «скользящих сеток». В ходе вычислительных экспериментов определены сигналы и спектры пульсаций давления в разных точках трубчатого НА, а также энергетические параметры и потери энергии в отводе. Приведены результаты расчетов и сравнительного анализа вариантов направляющего аппарата высокооборотного шнекоцентробежного насоса.

Анализ сигналов с спектров пульсаций давления в каналах НА показывает, что изменение формы входной кромки канала НА существенно снижает амплитуду и динамические нагрузки на частоте следования рабочих лопаток по сравнению с лопаточным НА, где входная кромка является прямой. При этом потери полного давления не увеличиваются. Таким образом эллипсная входная в трубчатом НА обеспечивает сглаживание импульса давления. Снижение угла установки решетки трубчатого НА приводит к уменьшению амплитуды пульсаций давления на частоте следования лопаток в выходном сечении канала НА. Это позволяет сделать вывод, что наклон каналов трубчатого НА влияет на акустическую моду колебаний давления и на вибрацию корпуса насоса. В ходе дальнейших исследований необходимо проанализировать это влияние непосредственно путем численного моделирования акустической моды колебаний давления.

### **Numerical study of design alterations of tubular guide channels**

Timushev S.F., Klimenko D.V., Korchinsky V.V., Lotkov N.A.

MAI, Moscow

Increasing the life cycle of LRE turbopump unit is an urgent task. A large number of propulsion systems failure is associated with high levels of vibration. The main source of vibration are screw-centrifugal pump units. The dominant source in the spectra of pressure fluctuations and vibration of high-speed pumps are tonal components in the blade passing frequency (BPF) and its higher harmonics. These fluctuations are due to unsteady

hydrodynamic interaction uneven flow out of the centrifugal wheel with blades or guide channels. Application of tubular guide channels can reduce the amplitude of pressure pulsations and vibrations at Blade passing frequencies in comparison with conventional vaned channels. An important problem is to conduct computational experiments in order to select the optimal design geometry of the tubular guide cascade. The purpose of this paper is to analyze the impact of installation angle of the tubular cascade on the pump amplitude of pressure pulsations at blade frequencies. Computational analysis was performed using the method of "sliding grid". In the computational experiments there are identified signals and spectra of pressure pulsations at different points of the tubular guide channel, as well as energy parameters and the energy loss in the outlet. There are outlined calculation results and comparative analysis of design alterations for the tubular guiding unit of high-speed screw-centrifugal pump.

Signal analysis and spectra of pressure pulsations in the tubular guide channel show that changing the shape of the leading edge channel substantially reduces the amplitude and dynamic loads on the blade passing frequency compared with the vane guide channel, wherein the input edge is straight. In this case, the total pressure loss is not increased. Thus elliptical entrance in the tubular guide channel smoothes the pressure pulses during working blades pass. Reducing the angle of installation of the tubular channel cascade reduces the amplitude of BPF pressure pulsations at the exit of the guide channel. This suggests that the inclination of the tubular channels affects the acoustic mode of pressure oscillation and vibration of the pump housing. Further research is necessary to analyze this effect directly with numerical simulation of the acoustic mode of pressure fluctuations.

### **Оценка влияния неопределенности геометрических и режимных параметров на результаты численного моделирования рабочего процесса осевой турбины**

Колмакова Д.А., Батулин О.В., Попов Г.М., Кривцов А.В.  
СГАУ, г. Самара

Важной составляющей погрешности расчетного определения характеристик турбомашин является неопределенность исходных данных. Под ней понимается несоответствие заложенных в расчетной модели размеров или величины граничных условий реальным их значениям из-за неточности определения последних, вызванных погрешностью измерения или изготовления. По заявлению некоторых исследователей погрешность вызванная неточностью задания исходных данных может достигать 80% от общей погрешности расчета. В настоящее время существует малое количество работ направленных на оценку влияния неточности исходных данных на результаты CFD



расчета. Все они ограничиваются простыми случаями. Либо рассматривается один венец, либо варьируется ограниченный набор переменных, изменение которых производится в CFD программах наиболее просто.

В данной работе была поставлена цель оценить, как влияют на основные параметры ступени осевой турбины неточность задания максимального числа наиболее важных параметров ее геометрических и режимных параметров: хорды, радиуса выходной кромки, величины радиального и осевого зазоров, высоты лопатки, угла установки профилей, полных давления и температуры, расхода, угла потока на входе и т.д.

Исследование проводилось на примере ступени осевой турбины с известными по результатам эксперимента характеристиками. На первом этапе была создана расчетная модель данной турбины, соответствующая ее номинальным чертежным размерам. Результаты расчета характеристики турбины с помощью данной модели были сопоставлены с экспериментальными данными. Результаты сравнения показали, что разработанная модель позволяет получить хорошее качественное совпадение с результатами эксперимента, что подтверждает ее адекватность.

Затем на базе исходной модели была создана параметрическая модель, которая позволяла автоматически изменять упомянутые выше геометрические параметры турбины в пределах технологических допусков и погрешностей измерения. С помощью данной модели была проведена серия расчетов с применением методов математической оптимизации. В результате были найдены максимальные и минимальные значения основных параметров, характеризующих рабочий процесс турбины (КПД, пропускная способность и т.п.) во всем рассматриваемом диапазоне изменения режимных параметров.

Было установлено, что разница между величинами КПД, определенными для двух различных конфигураций турбины, размеры которых различны, но лежат в полях технологических допусков, может превышать 15%.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010

## **The quantification of impact of geometrical and operational parameters uncertainty on the numerical simulation results of axial turbine working process**

Kolmakova D.A., Baturin O.V., Popov G.M., Krivcov A.V.  
SSAU, Samara

Uncertainty of initial data is an important component of the settlement definition error of turbomachinery performance. Mismatch between the dimensions or value of boundary conditions in the computational model and their real values due to their inaccurate determination caused by measurement or manufacturing error is meant by initial data uncertainty. According to some researchers error due to the inaccuracy of the initial data can be up to 80% of the total calculation error. At present there is a paucity of work aimed at evaluating the impact of initial data inaccurate on the CFD calculation results. All of them are limited to simple cases. Either a single blade row is considered, or a limited set of variables varies, the change of which is most simple to make in the CFD programs.

The goal of the paper is to assess the impact of inaccuracy in the maximum number of the most important geometrical and operational parameters of axial turbine stage (chord, trailing edge radius, the tip and axial clearances, blade height, the profiles stagger angle, total pressure and total temperature, flow rate, inlet flow angle etc) on the basic stage parameters.

The research was conducted using axial turbine stage with known experimental performance. The turbine computational model corresponding to its nominal drawing size was created in the first phase. Calculation results of turbine characteristics obtained with this model were compared with experimental data. Results of the comparison showed that the developed model provides a good qualitative agreement with experimental results, which confirms its adequacy.

Then, a parametric model was created based on the original model. Parametric model allows to automatically change the above-mentioned geometric parameters of the turbine within manufacturing tolerances and measurement errors. A series of calculations were carried out using the methods of mathematical optimization with a parametric model. As a result, the maximum and minimum values of the main parameters characterizing the turbine working process (efficiency, mass flow parameter, etc.) have been found in the whole range of regime parameters changing.

It was found that the difference in efficiency determined for two different turbine configurations, which sizes are different, but belong to the fields of manufacturing tolerances may be greater than 15%.

This work was financially supported by the Government of the Russian Federation (Ministry of education and science) based on the Government of

the Russian Federation Decree of 09.04.2010 № 218 (theme code 2013-218-04-4777).

### **Проблемы применения двигателя ПС-90А на различных типах ВС**

Комов А.А., Фадин С.С.

МГТУГА, г. Москва

ПС-90А – российский турбовентиляторный двигатель устанавливается на пассажирские самолёты семейства Ил-96 (Ил-96-300, Ил-96-400), Ту-204 (Ту-204-100, Ту-204-300, Ту-214), и семейство самолётов Ил-76 (Ил-76МД-90, Ил-76ТД-90, А-50ЭИ, Ил-76МФ). В настоящее время по заказу министерства обороны готовится к серийному производству самолет Ил-76ТД-90ВД. ПС-90А разрабатывался специально для нового поколения российских самолётов, чтобы удовлетворить все требования авиакомпаний по экономичности, мощности и экологическим характеристикам.

Проблемы применения двигателя ПС-90А сразу проявились при эксплуатации самолетов ИЛ-96 и ТУ-204, на которых они были установлены. Эксплуатация этих самолетов показала недостаточную защищенность двигателей от повреждений твердыми посторонними предметами, забрасываемыми с поверхности аэродрома. Уровень защищенности двигателя ПС-90А на два порядка хуже уровня защищенности основного парка двигателей всех типов, спроектированных значительно раньше двигателя ПС-90А.

Поскольку реверс тяги является принадлежностью исключительно только двигателя, то, по существующей практике проектирования ВС, система организации истечения реверсивных струй практически не зависит от компоновки силовой установки на конкретном типе самолета.

Основными причинами низкого уровня защищенности авиационных двигателей отечественных ВС, как показал анализ эксплуатационных данных и расчетных исследований, являются:

- избыточность обратной тяги двигателей;
- внешняя аэродинамика ВС на пробеге с применением реверса тяги.

Анализ показывает, что на всех типах отечественных ВС величина обратной тяги двигателей чрезмерно завышена и не согласована с компоновкой силовой установки на ВС.

Ухудшение внешней аэродинамики ВС на пробеге с применением реверса тяги приводит к изменению аэродинамических характеристик ВС (снижение  $C_x$  и повышение  $C_y$ ), искажению показаний скорости пробега ВС, забросу в двигатели реверсивных струй и посторонних предметов, забрасываемых реверсивными струями.

Расчетные исследования и анализ данных эксплуатации показывает, что из-за невозможности оптимизации величины обратной тяги для различных типов самолетов применение двигателя ПС-90А становится нецелесообразным, так как неизбежно будет приводить к появлению системных проблем в эксплуатации, таких как:

- повышенный уровень повреждения двигателей посторонними предметами;
- нарушение газодинамической устойчивости двигателей (помпажей).

### **Problems of the PS-90A engine using on various types of aircraft**

Комов А.А., Фадин С.С.

MSTUCA, Moscow

PS-90A – is the Russian turbofan engine which is installed on the passenger airplanes Il-96 family (Il-96-300, Il-96-400), Tu-204 (Tu-204-100, Tu-204-300, Tu-214), and family of the Il-76 planes (Il-76MD-90, Il-76TD-90, A-50EI, Il-76MF). Nowadays according to the Ministry of Defense order the airplane Il-76TD-90VDis prepared for mass production. PS-90A was developed specially for a new generation of the Russian airplanes to satisfy all airlinerequirements connected with efficiency, power and environmental characteristics.

The problems of the application of an engine PS-90A immediately appeared with the operation of aircraft Il-96 and Tu-204 where they were installed. Operation of these airplanes showed insufficient protection of the engines from damages by solid foreign subjects which are taken from an airfieldsurface. The protection level of the PS-90A engine is twice worse than the main engines park of all types designed much earlier than the PS-90A engine.

As the thrust reverse is the characteristic only of the engine, soaccording to existing practice of aircraft design the system of organization of the of the expiration of the reversible jets expiration practically doesn't depend on the power plant configuration of the specific airplane.

The main reasons of low protection level of aviation engines of domestic aircraft as the analysis of operational data and calculated researches showed are:

- redundancy of reverse thrust of the engines;
- external aerodynamics of the aircraft by using of thrust reverse.

The analysis shows that on all types of domestic aircraft the amount of engine thrust reverse is excessively overestimated and not coordinated with the configuration of the power plant on the aircraft

Deterioration of external aircraft aerodynamics during running stage connected with using of thrust reverse leads to aerodynamic characteristics

changes of the aircraft ( $C_x$  decrease and  $C_y$  increase), to distortion of speed indications of the aircraft run, revers streams and foreign subjects getting into the engine which are taken by revers streams.

Calculated researches and dataanalysis of operation show that because of impossibility of optimization of thrust reverse amount for different airplane types, using of the PS-90A engine becomes inexpedient as it will inevitably lead to emergence of system problems in operation, such as:

- raised level of engines damage with foreign subjects;
- violation of stability of gas-dynamic work of engines.

### **Повышение эффективности воздухозаборных устройств внешнего сжатия для прямооточных ВРД высокоскоростных летательных аппаратов**

Конюхов И.К.

ГосМКБ «Радуга», г. Дубна

Одной из насущных проблем, стоящих при создании летательных аппаратов с ВРД, рассчитанных на полёт с крейсерскими числами Маха порядка  $M=5...8$ , является уменьшение потерь полного давления в воздухозаборных устройствах (ВЗУ) внешнего сжатия. Этого можно добиться, в частности, увеличением количества скачков уплотнения, на которых осуществляется торможение и сжатие потока, с одновременным уменьшением интенсивности каждого скачка.

Цель данной работы состоит в сравнительном исследовании эффективности неоптимальных по Осватичу многоскачковых ВЗУ с учётом жёстких ограничений по габаритам ЛА. Проведено сравнение систем сжатия с четырьмя, пятью и шестью скачками. Оценено влияние принятых физических и геометрических допущений на достоверность моделирования на заданном полетном режиме ( $M=6$ ;  $h=30$  км). Исследовано поведение ВЗУ с шестью косыми скачками на нерасчётных по скорости и углу атаки режимах полёта. Моделирование проводилось в двумерной постановке с привлечением программно-аналитического комплекса ANSYS Fluent.

Результатом проведённых работ стало получение характерных картин обтекания ступенчатого клина бесконечной ширины при углах атаки  $\alpha=-2...18^\circ$  и числах Маха  $M=3...7,5$ . Сделаны выводы о работоспособности данных устройств в достаточном для маломанёвренного ЛА диапазоне углов атаки. Установлена необходимость учёта зависимости теплофизических параметров (теплоёмкости и показателя адиабаты) воздуха от его температуры. Из анализа зависимости коэффициента восстановления полного давления от количества ступеней сжатия сделан вывод о нецелесообразности применения при крейсерском числе Маха  $M=6$  системы сжатия с более

чем шестью косыми скачками. Наглядно показан дрейф максимума коэффициента восстановления полного давления по углу атаки при изменении числа Маха набегающего потока. Для неоптимальных систем установлено, что изменение числа Маха вблизи его расчётного значения для данной геометрии достаточно слабо влияет на коэффициент восстановления полного давления, т.е. однорежимный маршевый ПВРД возможно использовать на конечном участке разгона ЛА до крейсерской скорости.

### **Improving the efficiency of intakes for high-speed ramjet aircrafts**

Konyukhov I.K.

State Machine-building Design Bureau “Raduga”, Dubna

One of the major problem facing the creation of aircraft with ramjets, designed for cruising flight with Mach numbers of the order of  $M=5...8$ , is to reduce the total pressure loss in the air intake. This can be achieved in particular by increasing the number of shocks, where the braking and compression flow, while decreasing the intensity of each shock.

The purpose of this report is a comparative research of the effectiveness of non-optimal multi-shock intakes considering severe restrictions on dimensions flying vehicles. Compression systems with four, five and six shocks have been compared. The influence of the adopted physical and geometrical assumptions on the accuracy of the simulation on a given flight mode ( $M = 6$ ;  $h = 30$  km) has been researched. The behavior of the intake with six oblique shocks on non-rated speed and velocity angle has been explored. The simulation was performed in a two-dimensional variant involving the ANSYS Fluent software.

As the result of the work the characteristic flow on the multi-step wedge with infinite width at velocity angle  $\alpha=-2 \dots 18^\circ$  and Mach number  $M=3...7.5$  has been obtained. The conclusions about the admissibleness of these devices to low-maneuvrable flying vehicle have been obtained. The necessity of taking into account the dependence of thermal parameters (heat capacity and adiabatic index) of the air on its temperature has been shown. From the analysis of the dependence of the total pressure loss on the number of compression stages concluded inappropriate use at cruise Mach number  $M = 6$  compression system with more than six oblique shocks. The drift of the minimum of the total pressure loss on the velocity angle when the number of free-stream Mach has been shown. For non-optimal systems we have found that the change in the Mach number close to its rated value rather weak effect on the total pressure loss, i.e. single-mode ramjet is possible to use the final section of the aircraft acceleration to cruising speed.

## **Использование инструментов управления качеством для оптимизации технологического процесса изготовления лопаток компрессора ГТД**

Болховитин М.С., Королёв Н.Н., Монахова В.П.  
МАИ, г. Москва

Авиационная промышленность, одна из наиболее значимых для России отраслей промышленности, как отрасль высоких, наукоемких технологий, в настоящее время находится в кризисном состоянии.

В сложных экономических условиях недостаточного финансирования, нехватки кадрового и материально-технического обеспечения конкурентоспособность предприятий отрасли зависит от строгого, критического анализа существующего финансово-экономического состояния предприятия, от грамотных управленческих решений, от умения выстроить систему скоординированных, взаимосвязанных, взаимоучитывающих процессов предприятия.

Наиболее эффективным средством для решения проблемы выступают методы всеобщего управления качеством на предприятии (TQM).

В данной работе рассматриваются примеры использования инструментов управления качеством для совершенствования технологического процесса изготовления лопаток компрессора ГТД.

Анализ технического процесса даже с помощью простых инструментов управления качеством (гистограмм, диаграмм Исикавы, блок-схем, контрольных листков и карт, и других) позволяет выявить критические области, которые необходимо пересмотреть и модифицировать.

Используя статистические методы управления качеством, нотацию IDEFO (рекомендации к описанию СМК согласно МС ИСО 3000), регламентированную федеральным стандартом США FIPS 183 и официально принятую в России, можно более детально проработать и оптимизировать технологический процесс, основывая принимаемые об изменениях решения на реальных данных о производственном процессе и реально существующих процессах управления на предприятии, на функциональных обязанностях каждого конкретного сотрудника, вовлеченного в рассматриваемый процесс.

В результате проведенного анализа эффективности технологического процесса предложены организационные и технологические мероприятия по его изменению, реализация которых позволяет снизить трудоемкость и себестоимость изготовления лопаток компрессора ГТД.

## **Applying the tools of quality management for optimization processes of producing compressor blades of gas-turbine engine**

Bolkhovitin M.S., Korolev N.N., Monakhova V.P.

MAI, Moscow

Aviation industry is one of a most important for the Russian branches of industry, as a sector of high and high-end technologies, currently in a crisis state. In a difficult economic environment with insufficient funding, lack of personnel and logistical support, competitiveness of companies in the industry depends on a strict critical analyses existing economic and financial condition of the company, on competent management decisions, on ability to build a system of coordinated, interrelated, inter-sensitive enterprise processes.

The most effective tool for solving the problem is the method of the total quality management on the factory(TQM).

This paper discusses the examples of using tools of the quality management for improving the process of manufacturing of the compressor blades of GTE.

The analysis of technical process just with simple tools of quality management (histograms, Ishikawa diagrams, flowcharts, inspection sheets and other) can identify critical areas, which should be reviewed and modified.

Applying statistic methods of the quality management, IDEF0 notation (recommendations for the descriptions of the QMS in according with the MS ISO 3000), regulated by the USA federal standard FIPS 183 and officially adopted in Russia, can be explored and optimize technology process in more detail, basing adopted decisions to changes on the real data about production process and the real-life management process at the factory, on the functional responsibilities of each particular employee, involved in considered process.

With the result of the analysis of the efficiency of the technical process were offered organizational and technical actions to change it, the implementation of which can reduce the labor coefficient and cost prize of manufacturing compressor blades of GTE.

## **Электроразрядные процессы в плазменном окружении космического аппарата**

Корсун А.Г., Габдуллин Ф.Ф.

ЦНИИмаш, г. Королёв

На поверхности современных и перспективных космических аппаратов (КА) возможно возникновение мощных электрических разрядов, создающих электромагнитные помехи или повреждения бортовой аппаратуры.

Характеристики этих пробоев определяется свойствами конструкции КА. Это:



- высоковольтные генераторы, создающие разности потенциалов между окружающей плазмой и элементами корпуса.
- тонкие диэлектрические покрытия (терморегулирующие на сегментах или стеклянные на солнечных батареях).

На поверхностях КА возникают слои заряженных частиц, т.е. поверхности становятся плазменными конденсаторами (ПК), в которых запасаются значительные заряды и энергии. Вместе с плазменным окружением ПК образуют колебательные контуры.

Пробой ПК могут возникать либо при ударах микрометеоритов, либо при превышении пробойного напряжения тонкого диэлектрика.

При таких пробоях возникают мощные слабозатухающие электромагнитные колебания в плазменном окружении КА, которые могут сильно негативно воздействовать на оборудование КА.

Приведены результаты расчёта характеристик пробоев на поверхностях сегментов Международной Космической Станции и на её солнечных батареях.

Особенность этих пробоев – большая часть энергии плазменного конденсатора вкладывается в низкочастотные колебания, которые могут создавать помехи или отказы оборудования КА.

### **Electric Discharge Processes in Spacecraft Surrounding Plasma Medium**

Korsun A.G., Gabdullin F.F.

TSNIImash, Korolyov

Powerful electric discharges generating electromagnetic interferences or causing onboard equipment damages may occur on the surface of existing and future spacecraft (SC).

The characteristics of these breakdowns are determined by the SC design features. They are:

- High-voltage generators forming differences of potential between the SC surrounding plasma and body elements.
- Thin dielectric coatings (thermally controlled on segments or glass on solar cell batteries).

Charged particle layers are formed on the SC surfaces, i.e. the surfaces become plasma condensers (PC) which accumulate powerful charges and energy. The surrounding plasma medium together with PC produces oscillating circuits.

The PC breakdowns may occur either under micrometeorite impacts or under excess thin dielectric breakdown voltage.

Under such breakdowns the powerful ringing electromagnetic oscillations are induced in the SC surrounding plasma medium which may make a strong and negative effect the SC equipment.

The results of breakdown characteristics calculation on the surfaces of the ISS segments and its solar panels are presented.

A feature of these breakdowns – a larger part of the plasma condenser energy is applied to low-frequency oscillations which may generate interferences or cause SC equipment failures.

### **Модели турбулентности для нестационарных течений в каналах**

Краев В.М., Янышев Д.С.

МАИ, г. Москва

В работе рассматриваются результаты экспериментальных исследований и основные принципы разработки малозатратной модели турбулентности для проведения многомерного моделирования турбулентных течений в каналах с монотонно изменяющимся расходом. Приводятся результаты сравнения модели и эксперимента.

Результаты таких исследований широко используются при разработке новых образцов техники. Однако таких результатов на сегодняшний день недостаточно и очень часто используется подход так называемого квазистационарного приближения. Опыт, однако, показывает, что во многих случаях такой подход оказывается несостоятельным.

На сегодняшний день для корректных инженерных расчётов часто целесообразным является использование многомерного моделирования, предполагающего решение в том или ином виде системы уравнений Навье-Стокса.

Из рассмотренных в разделе моделей турбулентности сходные с экспериментальными данными результаты даёт только модель SST. Модель SST является низкорейнольдсовской, и в связи с этим расчёты с применением данной модели требуют существенного времени и затрат вычислительных ресурсов. При этом данная модель хоть и даёт результаты, сходные с экспериментальными данными, на некоторых режимах существенно завышает эффект нестационарности.

Сравнение данных экспериментов и результатов расчётов показывают, что дополнительная генерация турбулентной энергии, обусловленная гидродинамической нестационарностью, имеет место в основном в пристеночной области, которая в случае использования высокорейнольдсовской модели турбулентности в основном находится в пределах между непосредственно поверхностью стенки и первым пристеночным расчётным узлом. В данной зоне расчёт течения ведётся с помощью пристеночных функций.

В данной работе авторами предложены обобщающие зависимости для инженерных расчетов нестационарных коэффициентов трения и теплоотдачи при ускорении и замедлении газового потока в трубе. На

основании анализа экспериментальных данных составлена эмпирическая модель вихревой вязкости в канале.

Проведенные экспериментально-теоретические исследования послужили основой для математической модели турбулентности. Данная модель позволяет проводить расчёты гидродинамически нестационарных турбулентных течений газов в каналах при наличии и в отсутствие теплообмена.

### **Turbulent flow models for unsteady flows in channels**

Kraev V.M., Yanyshv D.S.

MAI, Moscow

The results of experimental research and the basic principles for the development of low-cost models of turbulence for multidimensional modeling of turbulent flows in channels with monotonically changing flowrate are discussed in the paper. Comparison of model and experiment results are presented.

The results of such research are widely used in the development of new vehicles. However, such results to date are insufficient and often used approach is the so-called quasi-steady approach. But, practice shows that in many cases, this approach is untenable.

For the correct engineering calculations often expedient is the use of multidimensional modeling, involving the solution of the Navier-Stokes equations.

Only model SST can be close to the experimental data results. The model SST is Low-Reinolds model, and therefore the calculations using this model requires substantial time and cost of computing resources. This model gives results close to the experimental data, but in some ranges the model significantly overstates the unsteadiness effect.

Comparison of experiments and calculations data show that the additional generation of turbulent energy due to hydrodynamic unsteadiness, takes place mainly in the near-wall area, which in the case of High-Reinolds turbulence model is mainly within directly between the surface of the wall and the first wall surface checkout. In this zone, the calculation of the flow profile is carried out using wall-functions.

In this work the authors have proposed a common equations for engineering calculations of unsteady resistance and heat transfer coefficients during acceleration and deceleration of the gas flow in the tube. Based on the analysis of experimental data compiled empirical model of the vortex viscosity in the channel.

Experimental and theoretical research is based for mathematical models of turbulence. This model enables to calculate the hydrodynamically unsteady turbulent flows in the channels with- and without heat transfer.

## **Моделирование тепловых процессов в высокочастотном двигателе ВЧИД-450 при мощности от 35 кВт до 50 кВт**

Абгарян В.К.<sup>1</sup>, Лёб Х.В.<sup>2</sup>, Круглов К.И.<sup>1</sup>, Обухов В.А.<sup>1</sup>,  
Шишкин Г.Г.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>JLU, г. Гиссен

В процессе работы высокочастотного ионного двигателя значительная часть вкладываемой в плазму в газоразрядной камере ВЧ-мощности теряется на нежелательный нагрев конструкции двигателя. Эффективность преобразования ВЧ-мощности можно оценить как отношение суммарной площади отверстий в эмиссионном электроде ионно-оптической системы к совокупной площади поверхности, ограничивающей плазму в ГРК. Обычно эффективность использования ВЧ-мощности составляет около 15 %. Остальная часть мощности выпадает на стенки ГРК и поверхность эмиссионного электрода в виде ионной, электронной и, в меньшей степени, фотонной компонентой плазмы.

Нагрев элементов конструкции предъявляет повышенные требования к комплектующим двигатель материалам. Наиболее важным нежелательным обстоятельством является нагрев и последующая термическая деформация электродов ионно-оптической системы. Изменение межэлектродного расстояния влечет уменьшение ионного тока из двигателя и ухудшение его расходимости.

Для расчета температур узлов конструкции было проведено компьютерное моделирование тепловыделения на примере двигателя RFIT-45 при различных значениях вкладываемой ВЧ-мощности. В модели определены потоки тепловой мощности, выносимой на граничные с плазмой поверхности ее компонентами, которые используются в программе в качестве граничных условий. Проведена оценка потерь мощности на вихревые токи. В модели они не учитываются. В модели учтены потоки мощности, выносимые на поверхность ускоряющего электрода ионами перезарядки.

При проведении расчетов распределений температур в ионном двигателе повышенной мощности RIT-45 была использована программа ANSYS-14.5, в которой реализуется метод разбиения объекта исследования на большое количество элементов. Число элементов разбиения составило около 100 000.

Была выполнена серия расчетов температурных распределений при различных значениях ВЧ-мощности с целью определения зависимости температур узлов от мощности. Также рассчитывались профили температур электродов ионно-оптической системы по их радиусу. Эти профили используются в качестве исходных данных в расчетах термической деформации электродов.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования, при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072; при поддержке Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ РФ НШ-895.2014.8.

### **Simulation of heat transfer processes in Large RFIT-ion Thruster at 35 to 50 kW power**

Abgaryan V.K.<sup>1</sup>, Loeb H.W.<sup>2</sup>, Kruglov K.I.<sup>1</sup>, Obukhov V.A.<sup>1</sup>, Shishkin G.G.<sup>1</sup>  
<sup>1</sup>MAI, Moscow; <sup>2</sup>JLU, Giessen

During the operation of radio-frequency ion thruster the most part of RF power supplied to plasma inside the gas-discharge chamber (GDC) is lost due to undesirable heating of the thruster structural units. Efficiency of the RF power conversion may be assessed as the ratio of the total area of holes in the emissive electrode of the ion-extraction system to the total area of the surface limiting plasma in the GDC. Usually, the efficiency of the RF power use is about 15 %. The rest power part is transported to the GDC walls and the emissive electrode surface by the ion, electron and, to a lesser degree, photon components of plasma.

The heating of structural elements imposes special requirements upon materials. Heating and subsequent thermal deformation of electrodes of the ion-extraction system are of the most importance among undesirable effects. Changes in the interelectrode distance cause reduction in the ion flow from the thruster and worsening in its divergence.

To calculate temperature of structural units, the computer modeling of the heat release was carried out with the thruster RFIT-45 as an example and with different values of supplied RF power. The flows of thermal power carried out to the surfaces bounding to plasma by its components were specified in the model. They are used as boundary conditions in the program. Power losses for eddy currents were assessed. They were not taken into account in the model. The model accounts for the power flows carried out to the surface of accelerating electrode by the charge-exchange ions.

The software program ANSYS-14.5 was used to calculate temperature distributions in the ion thruster RIT-45 of increased power. This program assumes division of the object under study to a large number of elements. In our case the number of discrete elements was about 100 000.

A series of calculations for temperature distributions was made at different values of RF power in order to define dependence of temperatures on power

for different units. Temperature profiles for the electrodes of the ion-extraction system along their radii were defined along with that. Such profiles were used as inputs for another problem, namely the calculation of thermal deformation of electrodes.

This work was supported by the Government Grant of the Russian Federation for the State Support of Scientific Studies Performed under the Supervision of Leading Scientists at Educational Organizations of Higher Professional Education (no. 11.G34.31.0022); State Support for Complex Projects for the Creation of High – Tech Production with the Participation of Higher Educational Institutions (contract no. 02.G25.31.0072) and the Presidential Grant for the Support of Leading Scientific Schools (no. NSh – 895.2014.8).

### **Экспериментальное исследование псевдоскачка в канале с разделительными перегородками**

Гурылева Н.В., Иванькин М.А., Лапинский Д.А., Терешин А.М.  
ЦАГИ, г.Жуковский

Представлены результаты экспериментальных исследований развития псевдоскачка в прямоугольных каналах постоянного сечения с продольными разделительными перегородками различной конфигурации.

Рассмотрены особенности развития псевдоскачка и способы, позволяющие выровнять параметры потока в глубине канала с псевдоскачком.

Экспериментальные исследования проведены в АДТ ЦАГИ в диапазоне чисел Маха  $M = 1.8-3.5$  на модели представляющей собой плоский прямоугольный канал с острыми передними кромками. Для визуализации структуры течения, канал оснащен прозрачными боковыми стенками. Определение полей статического давления в продольном направлении осуществляется дренажем, расположенным на верхней и нижней стенках канала. Поля полных давлений в глубине канала фиксируются при помощи гребенки приемников полного давления.

Рассмотрены различные варианты горизонтальных разделительных перегородок: протяженная перегородка, установленная на всю длину прямоугольного канала и разделяющая исходный канал на два канала различной высоты, две коротких продольных перегородки, расположенные последовательно с разрывом. Все перегородки имели два исполнения: сплошная непроницаемая перегородка и проницаемая перегородка с продольными щелями вблизи стенок канала.

Для перемещения псевдоскачка вверх по потоку проводилось дросселирование канала модели механическим дросселем.

Были определены границы запуска верхнего и нижнего канала в зависимости от числа Маха набегающего потока и варианта разделительной перегородки.

В результате испытаний получено, что для вариантов с непроницаемыми разделительными перегородками псевдоскачок в процессе дросселирования развивался неравномерно: в более высоком канале развитие происходило быстрее, чем в узком канале, что подтверждается визуализацией картины течения и распределением статического давления по длине канала; для вариантов с проницаемыми перегородками обеспечивается одинаковое распространение псевдоскачка вверх по потоку для обоих каналов; для всех вариантов наблюдалась устойчивая фиксация псевдоскачка на передних кромках канала; для двух коротких перегородок на разрыве между перегородками устойчивой фиксации псевдоскачка не наблюдается. Для всех исследованных перегородок наблюдался гистерезис течения при прямом и обратном ходе дросселя.

Эксперименты показали, что установление газодинамической связи между каналами вблизи стенок, в области пограничного слоя позволяет существенно выровнять параметры потока (скорость, давление) по поперечным сечениям.

Полученные результаты могут быть применены при проектировании изоляторов и предкамерных диффузоров ВРД.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект № 14-01-31448).

### **Experimental study of pseudo-shock in the duct with dividing partition plates**

Guryleva N.V., Ivankin M.A., Lapinsky D.A., Tereshin A.M.  
TsAGI, Zhukovsky

The results of experimental studies of pseudo-shock in a rectangular duct of constant cross section with the longitudinal dividing plates of various configurations are presented. Specificity of pseudo-shock movement and ways of smoothing-out parameters of flow after the duct with pseudo-shock in it are considered.

Experimental investigations were performed in TsAGI TSSM wind tunnel at Mach numbers 1.8 - 3.5 using the model of rectangular parallel-plate duct with sharp leading edges. Side wall were transparent, allowing visualization of inner flow; there were orifices for static pressure measurements on upper and lower surfaces and Pitot tubes in the end of the duct.

Different variants of horizontal dividing plates have been considered: one extended plate installed on the entire length of the duct and separating the duct into two channels of different heights; two short plates arranged one

after another with the gap between them. All plates had two versions: solid impenetrable plate and penetrable wall with slots near the walls of the duct.

Pseudo-shock movement in the duct was provided with mechanical throttle.

Start conditions for the upper run and the lower channel, depending on dividing plate and Mach number of the incident flow were found.

For all plates tested hysteresis during forward and reverse motion of the throttle have been observed.

Experiments have shown that the establishment of gas-dynamic connection between the channels near the walls, in the region of the boundary layer allows to smooth parameters of the flow (velocity, pressure) at the cross-sections.

The obtained results can be applied in the design of and ramjet ducts and prechamber diffusers.

The work is partially supported by RFBR (project No. 14-01-31448).

### **Исследование конструктивных параметров, определяющих выбор числа охлаждаемых лопаток рабочего колеса высоконагруженных турбин ГТД**

Ле Тиен Зьюнг, Нестеренко В.Г.

МАИ, г. Москва

Техническое совершенство современных авиационных ГТД определяется параметром стоимость жизненного цикла (СЖЦ), который включает оценку финансовых расходов, в том числе и на изготовление и ремонт всех деталей ГТД, включая детали ротора и статора холодной и горячей частей двигателя. Как известно, ресурс его горячей части примерно в два раза меньше ресурса холодной части ГТД. Поэтому снижение числа всех деталей, в том числе рабочих лопаток турбин ГТД, имеет важное практическое значение тем более, что стоимость изготовления охлаждаемых лопаток высока и они изготавливаются из дефицитных высоко температурных сплавов. В данной работе рассматриваются как отдельные задачи выбор количества лопаток с бандажными (антивибрационными) полками и лопаток без бандажа, которые также отличаются углами поворота потока в решётке, относительно толщиной профиля, кривизной профиля в косом срезе решётки, величинами конфузурности их межлопаточных каналов, количеством охлаждающего воздуха, который подводится к различным участкам профильной части лопатки при её конвективном или пленочном охлаждении и т.д. Для бандажированных лопаток к перечисленным выше критичным параметрам добавляется допустимая по условиям прочности величина «вылета» полки в окружном направлении.



Анализ вышеперечисленных факторов показал, что компромиссные по условию прочности и газодинамики величины относительного шага турбинных решеток целесообразно определять отдельно для корневых, средних и периферийных сечений лопаток, поскольку для этих сечений критичными, с точки зрения оценки предельного значения относительного шага, будут различные конструктивные параметры проектируемого профиля и решётки, которая образуется при выборе возможно минимального числа лопаток. Так, например, для корневых сечений охлаждаемых рабочих лопаток турбин самыми важными параметрами являются конфузурность межлопаточного канала, во многом определяемая относительным шагом решётки и конструктивным углом входа, а также величиной относительной толщины профиля, которая зависит от количества охлаждающего воздуха и требуемой по условиям прочности толщины стенки профиля. Для периферийных сечений следует ограничивать предельную величину относительного шага из-за роста аэродинамической нагрузки профиля. Для её оценки следует использовать величину максимального перерасширения на спинке профиля. В заключение приводятся примеры формы решеток профилей ряда современного ГТД, их конструктивные параметры и графические зависимости, обобщающие изменение этих параметров по высоте лопаток, которые могут быть использованы в качестве аналогов при новом проектировании.

**Investigation of design parameters that determine the choice of the number of cooled blades of the impeller for heavy-duty gas turbine engines**

Le Tien Duong, Nesterenko V.G.  
MAI, Moscow

The technical perfection of modern aviation gas turbines is determined by the life cycle cost parameter, which includes an assessment of financial costs, which itself includes manufacturing and repair costs of all parts of the gas turbine engine, including parts of the rotor and stators blades of the hot and cold sections of the engine. It is commonly known that the lifetime of parts in the hot section of a gas turbine is approximately two times less than those in the cold section of the engine. Therefore reduction of the number of working parts, including the number of turbine blades of the gas turbine engine is of practical importance, as the manufacturing costs of cooled blades is high and they are made from high temperature alloys which are scarce. In this paper, the selection of the number of turbine blades, both for blades with shroud (anti-vibration) shelves, and blades without shrouds are investigated separately. The following parameters were varied for the above-mentioned blades: the angles of rotation of the flow in the cascade, the relative thickness

of the blade profile, the camber of the profile in an oblique cross-section of the cascade, convergent values of their interscapular channels, the amount of cooled air fed to different areas of the blade profile during convective and film cooling and so on. In the case of shrouded blades, in addition to the above-mentioned critical parameters, an additional parameter is added under the allowable conditions of the strength value of the “departure” shelves in the circumferential direction.

Analysis of the above-mentioned factors showed that a compromise on the subject of strength and gas dynamics on the relative pitch of the turbine cascade is advantageous to determine separately for the root, middle and peripheral cross sections of the blades, because these cross-sections are critical, from the point of view of evaluation of the limiting value of the relative pitch, that there are various design parameters of the designed profile and cascade, that results from selecting the minimum possible number of blades. For example, for the root cross-section of the cooled turbine blades, the most important parameter is the converging interscapular channel, which is largely determined by the relative pitch of the cascade, and constructive angle of entry, as well as the magnitude of the relative thickness of the profile which depends on the amount of cooled air and requirements in terms of strength of the thickness of the wall's profile. For the peripheral cross-sections, the limiting value of the relative pitch should be limited due to the rise in the aerodynamic load of the profile. For its evaluation, the value of the maximum overexpansion on the back of the profile should be used. This paper concludes with examples of cascade profiles of a number of modern gas turbine engines, their design parameters, and graphical dependencies generalizing changes of these parameters in terms of the height of the blade, which could be used as analogues in new designs.

### **Математическое моделирование системы регулирования модуля тяги ракетного двигателя твердого топлива**

Литвинов Е.С.

УМПО, г.Уфа

Постоянно расширяющаяся сфера применения регулируемых твёрдотопливных двигателей и возрастающие требования к уровню их характеристик обуславливают необходимость совершенствования методов расчёта параметров рабочих процессов ракетной двигательной установкой.

Основной целью работы в рассматриваемой области является разработка математических моделей и программ расчёта, в максимальной степени точно описывающих реально протекающие процессы. Это позволит в конечном итоге реализовать идею частичной

замены огневых стендовых испытаний математическим и численным моделированием.

Существующие на сегодняшний день системы регулирования ракетного двигателя твердого топлива позволяют изменять величину модуля тяги в недостаточно широких пределах, тогда как необходимо увеличить этот диапазон до 20-50 раз от номинального значения.

Регулирование величины тяги РДТТ возможно при помощи изменения таких параметров, как:

- площадь критического сечения;
- скорость горения топлива;
- площадь поверхности горения;
- площадь выходного сечения сопла;
- количество дополнительно вводимой в камеру массы некоторого рабочего тела.

Весьма перспективным для достижения цели расширения диапазона регулирования является так называемый «гидравлический» способ, который может позволить регулировать величину модуля тяги в широких пределах.

Предметом исследований в данной работе является система для ракетного двигателя с глубоким регулированием модуля тяги для транспортных ракетно-космических систем.

Регулирование двигателя предполагается осуществить по комбинированной схеме с одновременным изменением площади поверхности горения заряда твердого топлива и воздействием жидкого охладителя на горячий слой топлива и горячие конструкционные элементы двигателя. Также рассматривается регулирование «критического» сечения сопла путем управления дополнительными отверстиями для вывода продуктов сгорания.

Таким образом, предлагаемая система позволит регулировать модуль тяги ракетного двигателя твердого топлива по трем из вышеописанных параметров как в сторону увеличения, так и уменьшения скалярной величины тяги.

### **Mathematical simulation of system for regulation of solid propellant rocket engine thrust**

Litvinov E.S.  
JSC "UEIA", Ufa

A application area of regulated solid propellant rocket engine is constantly extended as well as requirements for a level of solid propellant rocket engine characteristics is increased. These circumstances define a requisite of improvement of solid propellant rocket engine work processes parameters design procedure.

The main purpose of work in considered area is a designing of mathematical simulations and design procedures describing a real processes extremely accurate. This designing allows to realize an idea of particular replacement of firing tests by means of mathematical and numerical simulation.

Existing solid propellant rocket engine regulation systems allow to adjust value of thrust in insufficiently wide range. Thus, there is requirement to increase this range up to 20-50 times relatively to a normal value.

Solid propellant rocket engine thrust adjusting is possible by means of changing of parameters, such as:

- nozzle throat area;
- propellant burn rate;
- burn surface area;
- output cross-section of nozzle;
- quantity of additional working substance mass injected in combustion chamber.

Extremely perspective method to accomplish a purpose of regulation range increasing is “hydraulic” method. This method allows to adjust a value of solid propellant rocket engine thrust in extended range.

Research subject in whis article is a regulation system for solid propellant rocket engine with extensive thrust adjusting for rocket and aerospace transport systems.

Solid propellant rocket engine regulation is supposed to perform by means of combined scheme. This scheme allows simultaneous changing of solid propellant burn surface area as well as fluid coolant influence on burning layer of solid propellant charge and hot engine structure elements. In addition to this, nozzle throat area adjusting by means of operating an additional nozzles opening for combustion products ejection is considered.

Thus, suggested system allows to regulate solid propellant rocket engine thrust by three of described above parameters which are used both for increasing and for decreasing engine thrust.

**Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в круглых трубах с турбулизаторами с применением четырёхслойной модели турбулентного пограничного слоя для широкого диапазона чисел Рейнольдса и Прандтля**

Лобанов И.Е.  
МАИ, г. Москва

В различных областях техники широко применяются различного рода 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 температурного уровня поверхности теплообмена при фиксированных режимных и конструктивных характеристиках. Расчётные методы исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах разработаны ещё недостаточно. Эксперименты по теплообмену справедливы только для определённого вида течений и типоразмеров турбулизаторов, на которых были проведены опытные исследования. Под интенсификацией теплообмена понимаются искусственные турбулизаторы потока на поверхности. Рассматриваются поверхности с выступами, которые применимы и для труб с периодическими диафрагмами. Теплообмен при течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена моделируется четырёхслойной схемой турбулентного потока. Подробное расчётное исследование теплообмена в трубах с турбулизаторами посредством точного решения задачи о теплообмене показывает, что средняя погрешность этого расчёта по отношению к эксперименту составляет порядка 5%. Точные решения гораздо качественнее описывают имеющийся экспериментальный материал. Применение точных решений можно считать оправданным, несмотря на их относительную сложность. Разработана теоретическая модель для расчёта теплообмена при турбулентном течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена, отличающаяся от известных моделей более высокой точностью, отсутствием дополнительных допущений, учётом большего числа параметров, оказывающих влияние на процесс интенсифицированного теплообмена. Существующие решения — частный случай 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 высоких относительных высот турбулизаторов для широкого диапазона числа Рейнольдса и Прандтля, характерных для газообразных теплоносителей и теплоносителей в виде капельной жидкости. Расчётные данные по интенсифицированному теплообмену вполне удовлетворительно соответствуют существующим экспериментальным данным, имея гораздо меньшую погрешность по отношению к последним, чем существующие решения, где они имеются, позволяя прогнозировать интенсифицированный теплообмен в тех областях, где ранее ещё не имелось надёжных опытных и расчётных данных.

**Mathematical modeling of the intensified heat transfer for turbulent flow in circular tubes with turbulence using four layer model turbulent boundary layer for a wide range of numbers Prandtl and Reynolds**

Lobanov I.E.

MAI, Moscow

In various fields of technology are widely used for various kinds of heat exchangers in which, as a result of intensification 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 level of the heat transfer surface at a fixed regime and structural characteristics. Calculation methods of heat transfer intensification study for turbulent flow in pipes still not developed. Experiments on heat transfer is only valid for a certain type of flows and sizes of vortex generators, which were carried out pilot studies. Under the intensification of heat transfer refers to artificial turbulators flow on the surface. Treated surface with protrusions, which are also applicable to pipes with periodic apertures. Heat transfer in channels in the intensification of heat exchange circuit is simulated four-turbulent flow. Detailed computational study of heat transfer in tubes with turbulence by exact solution of the heat transfer shows that the average accuracy of this calculation with respect to the experiment is about 5%. Exact solutions of much higher quality describe the experimental material. Application of exact solutions can be justified, in spite of their relative complexity. A theoretical model for the calculation of heat transfer in turbulent flow in a channel in the intensification of heat transfer, which differs from the known models more accurately, the absence of additional assumptions, given the large number of parameters that influence the process of intensified heat exchange. Existing solutions - a special case of exact solutions. Exact solutions are more complex with respect to existing solutions. The exact solutions of the problem of heat transfer to intensify this problem statement. In this study, the theoretical aspects of the intensified heat transfer for both low and high for the relative heights of turbulators for a wide range of Reynolds number and Prandtl characteristic gaseous coolants and heat transfer fluids in the form of liquid drops. Estimates of the Intensified Heat Transfer quite satisfactorily with the existing experimental data, with a much smaller error in relation to the latter than the existing solutions, where they exist, allowing to predict the heat intensified in areas where previously there was no more reliable experimental and calculated data.

## **Численное моделирование сверхзвукового течения вязкого газа с образованием псевдоскачка в цилиндрическом канале**

Мельников А.Ю., Звегинцев В.И.

ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Как известно, дозвуковой поток в цилиндрическом канале постоянного сечения за счет вязкости увеличивает свою скорость и при определенной (критической) длине канала ускоряется до числа Маха равного единице ( $M=1$ ) на выходе. Дальнейшее увеличение длины канала приводит к уменьшению скорости во входном сечении и, соответственно, к уменьшению расхода. При этом на выходе из канала сохраняется критическая скорость потока  $M=1$ .

При сверхзвуковом течении в канале наличие вязкости приводит к торможению потока. Рассмотрение задачи сверхзвукового течения в трубе представляет интерес для определения сопротивления трения или коэффициента сверхзвукового трения. При определенной (критической) длине канала поток уменьшает свою скорость до числа Маха равного единице ( $M=1$ ) на выходе. Дальнейшее увеличение длины канала приводит к формированию в определенном сечении канала системы скачков уплотнения, за которыми образуется дозвуковая область течения. Сложная структура скачков и областей отрывного пристеночного течения называется псевдоскачком. В дозвуковой области за псевдоскачком из-за наличия вязкости происходит ускорение потока, причем в выходном сечении всегда поддерживается критическая скорость потока  $M=1$ .

Исследованию сверхзвукового течения в канале с образованием псевдоскачка посвящено довольно много работ, потому что актуальность подобных задач связана с проектированием воздушно-реактивных двигателей (ВРД), аэродинамических труб и различных типов воздухозаборников. Во всех этих работах рассматривается небольшая длина канала и псевдоскачок образуется за счет поджатия (дросселирования) потока на выходе.

В предлагаемой работе рассматриваются результаты численного моделирования вязкого сверхзвукового течения в трубе постоянного сечения. При небольшой длине рассматриваемого канала течение остается сверхзвуковым и результатом расчета является поле течения и сопротивление канала. По мере увеличения длины канала достигается критический режим течения, при котором в выходном сечении канала число Маха  $M=1$ . Как показывают результаты расчетов, при дальнейшем увеличении длины канала формируется режим течения с образованием псевдоскачка. При этом образование псевдоскачка и переход к дозвуковому течению реализуются только за счет работы сил трения (даже при истечении в вакуум).

## **Numerical modeling of viscous supersonic flow with forming of pseudoshock in a cylindrical channel**

Melnikov A.Ju., Zvegintsev V.I.

ITAM SB RAS, Novosibirsk

It is well known that the velocity of subsonic flow increases along a cylindrical channel of constant cross section due to viscosity and at a certain (critical) length of the channel it is accelerated at the output to a Mach number equal to one ( $M = 1$ ). Further increasing the length of the channel leads to the velocity decrease at the input and thus reduces the flow rate through the channel. Flow velocity at the outlet of the long channel keep the critical value  $M = 1$ .

On the contrary at supersonic velocities the presence of viscosity leads to deceleration of the flow in a channel. At a certain (critical) channel length the flow velocity at the output reduces to Mach number equal to unit ( $M = 1$ ). Consideration of the problem of fully supersonic flow in the tube is of interest to determine the frictional resistance or supersonic friction coefficient. Further increase in the length of the channel causes to the shock waves formation at a specific section of the channel behind which a subsonic flow region is formed. The complex structure of the shock waves and regions of separated flow near the wall is called as "pseudo shock". After pseudo shock subsonic flow is accelerated because of viscosity, so at the outlet section critical flow velocity  $M = 1$  is always maintained.

Quite a lot of articles are devoted to investigation of supersonic flow with pseudo shock formation in the channel, because the relevance of such problems associated with the design of jet engines, wind tunnels, and various types of air inlets. A channel of small length was considered in all these works and pseudo shock was formed due to rising of pressure (throttling) at the outlet.

Present paper deals with numerical simulation of viscous supersonic flow in a channel of constant cross section. At a small length of the channel the flow velocity maintains itself as supersonic. In this case the flow field and the channel friction drag are the main results of the calculation. When the length of channel is increasing a critical flow regime is reached, in which Mach number is equal to unit ( $M = 1$ ) at the output section of the channel. As it is seen from calculation results, the flow regime with pseudo shock is formed at further increase in the channel length. In this case pseudo shock formation and transition to subsonic flow are realized only due the work of the friction forces (even when pressure at the exit is equal to zero).



## Перспективные направления космической энергетики

Мельников В.М.

ЦНИИмаш, г. Королёв

Наиболее перспективным и удобным способом беспроводной передачи энергии в космосе является использование формируемых центробежными силами волоконных лазеров с солнечной накачкой. Этот способ обещает за счёт специально подбираемых легирования волокна и вновь предложенного для этой задачи флюоресцирующего покрытия, поглощающего до 90% солнечного спектра, привести к инновационной (прорывной) технологии создания новых высокоэффективных информационно-энергетических систем беспроводной передачи энергии [1,2].

Для будущих транспортных буксиров мощностью порядка мегаватта набор требуемой мощности большим количеством малых двигателей нецелесообразен. Разработка безэлектродных схем с магнитным полем, препятствующем прямому контакту плазмы со стенками двигателя, представляет актуальнейшую проблему. Национальный Исследовательский Центр «Курчатовский институт» [3] выходит с предложением создать такой инновационный двигатель на базе многолетних исследований по термоядерному синтезу и физике горячей плазмы и использующий схему с магнитной изоляцией плазменного потока и высокочастотным, безэлектродным методом введения энергии в плазму. Схема универсальна по отношению к рабочему телу и эффективнее традиционных схем.

Центробежные солнечные батареи имеют ряд существенных преимуществ перед каркасными аналогами и могут найти эффективное применение на космических аппаратах с энергопотреблением от 30...50 кВт до КЭС мощностью 1...10 ГВт, где они по возможности реализации и удельным характеристикам (кВт/кг) превосходят ядерную энергетическую установку [4].

Инновационная кислород–водородная концепция широко разрабатывается во всём мире, заключается в создании систем производства кислорода и водорода путём электролиза воды на орбитах, систем хранения этих газов, а также систем заправки ракет. При этом отпадает необходимость в тяжёлых ракетах и буксирах на малой тяге.

### Литература

Сигов А.С., Матюхин В.Ф.. Лазерные системы для беспроводной передачи энергии. //Альтернативный киловатт, 2012. № 6. С.21-27.

Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Грешилов П.А., Верлан А.А. Солнечные космические электростанции: пути реализации. - МАИ-ПРИНТ, 2013. 160с.

Кулыгин В., Ёлкин К., Мельников В., Жильцов В. На мощной тяге – к паритету. Российский космос. №12, 2013, С.41-43.

Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009, 447с.

### **Perspective directions of space power**

Melnikov V.M.

TsNIIMash, Korolev

The most promising and convenient way wireless transmission of energy in space is the use of centrifugal forces generated by fiber lasers with solar pumping. This method promises due to specially selected doped fiber and the newly proposed for this task, the fluorescent coating, which absorbs up to 90% of the solar spectrum, lead to innovation (disruptive) technology to create new high-performance information-energy wireless power transmission systems [1,2].

For future transport tugs order of one megawatt set the required output lots of small engines impractical. Development electrodeless schemes with a magnetic field that prevents direct contact with the walls of the plasma engine represents actual problems. National Research Center "Kurchatov Institute" [3] comes out with a proposal to create such an innovative engine based on years of research on thermonuclear fusion and plasma physics, hot and uses a scheme with magnetic insulation of the plasma flow and the high-frequency, electrodeless method of introducing energy into the plasma. The scheme is universal with respect to the working fluid and efficient than the traditional schemes.

Centrifugal solar panels have a number of significant advantages over the carcass analogs and can effectively used on spacecraft with power from 30 kW to 50 ... SSPS power of 1 ... 10 GW, where they feasibility and specific characteristics (kW / kg) is greater than a nuclear power plant [4].

The innovative oxygen-hydrogen concept widely developed around the world, is to create a system of production of oxygen and hydrogen by electrolysis of water in orbit, storage of these gases, as well as fueling systems missiles. This eliminates the need for heavy rockets and tugs at low thrust. literature

1 Sigov A.S., Matyuhin V.F .. Laser Systems for wireless transmission of energy. // Alternative kilowatts, 2012. № 6. S.21-27.

2 Sysoev V.K., Pichkhadze K.M., Greshilov P.A., Verlan A.A. Space solar power: the realization. - MAI-PRINT, 2013 160p.

3 KULYGIN B., Elkin K., Melnikov, V. Inhabitants on the powerful thrust - to parity. Russian kosmos. №12, 2013, S.41-43.

4 Raikunov G.G., Komkov V.A., Melnikov V.M., Harlov B.N. Centrifugal frameless large space structures. - M.: FIZMATLIT, 2009, 447s.

**Исследование параметров плазмы и направленных ионных потоков в окрестности выходной плоскости стационарного плазменного двигателя**

Архипов А.С., Баранов С.В., Бишаев А.М., Ким В.П., Козлов В.И., Меркурьев Д.В., Цыганков П.А.  
МАИ, г. Москва

Результаты экспериментального исследования и моделирования распределений параметров плазмы и направленных ионных потоков в окрестности выходной плоскости стационарного плазменного двигателя (СПД) представлены в данном докладе. Эксперименты проведены с моделями СПД-85П с внешним диаметром ускорительного канала 85мм, работающего на ксеноне на различных рабочих режимах. Параметры плазмы и направленных ионных потоков измерялись электростатическими зондами и многосеточным энергоанализатором, расположенными в окрестности выходной плоскости двигателя. Показано, что ионы в радиальных потоках в окрестности выходной плоскости двигателя имеют среднюю энергию (100-120)эВ и эта энергия слабо зависит от режима работы двигателя. Подобные ионы могут вызывать заметную эрозию двигателя элементов поверхности космического корабля. Также показано, что так называемые обратные ионные потоки имеют максимум интенсивности в ближайшей окрестности выхода двигателя на расстоянии порядка 1,5-2 диаметра выходного отверстия двигателя.

Моделирование осуществлялось с использованием кинетических уравнений для описания динамики ионов и нейтральных атомов и гидродинамического описания динамики электронов в 3-х мерной стационарной постановке. Такая постановка задачи дает возможность моделировать такие эффекты как влияние потока нейтральных атомов из расположенного сбоку от двигателя катода на пространственное распределение концентрации атомов и поле направленных потоков ионов перезарядки вблизи выхода из двигателя. Результаты моделирования показали, что одной из причин появления радиальных ионных потоков в окрестности выходной плоскости двигателя являются ионы перезарядки. Но данный процесс не может произвести ионы с измеренным уровнем энергии. Таким образом, можно сделать предположение, что эти ионы появляются в выходной части ускоряющего слоя, расположенного за пределами ускоряющего канала. Моделирование также показало:

- обратные ионные потоки сформированы в ближайшем пространстве за пределами выхода двигателя с характерным радиусом  $\sim 2$  внешних диаметров ускоряющего канала, что соответствует экспериментальным данным.
- локальный поток нейтральных атомов через катод значительно изменяет распределение концентрации нейтральных атомов, концентрацию ионов перезарядки и направленные ионные потоки в окрестности катода.

**Investigation of the plasma parameters and directed ion flows in the vicinity of the stationary plasma thruster (SPT) exit plane**

Arkhipov A.S., Baranov S.V., Bishaev A.M., Kim V.P., Kozlov V.I.,  
Merkurev D.V., Tsygankov P.A.  
MAI, Moscow

Results of experimental studies and simulation of the plasma parameter distributions and directed ion currents in the vicinity of the stationary plasma thruster (SPT) exit plane are represented in the paper. Experiments were made while SPT-85P model with external accelerating channel diameter 85mm operated with xenon under different modes. Plasma and directed ion flow parameters were measured by electrostatic probes and retarding potential analyzer (RPA) positioned in the vicinity of the thruster exit plane. It is shown that in the vicinity of the mentioned exit plane the radial ion flows exist having mean energies (100-120)eV and that their energy weakly depend on the SPT operation mode. Such ions can provide notable erosion of thruster and spacecraft structural elements. It is shown also that the so-called ion back flows have maximum intensity in the nearest vicinity of the thruster exit with characteristic size of around 1,5-2 diameters of the thruster exit orifice.

Simulation was made with help of kinetic equations for the ion and neutral atoms dynamics description and hydrodynamic approach for the electron dynamics description in 3D steady state problem statement. Such problem statement provided the possibility to simulate such effects as influence of the neutral atoms flow through the side positioned cathode on the neutral atoms concentration space distribution and distribution of the charge exchange ion directed flows near the thruster exit. Results of simulation had shown that one of the reasons for the radial ion flow appearance in the vicinity of thruster exit plane is charge exchange process. But this process can not produce ions with the measured energy level in the radial ion flows. Therefore one can assume that these ions are produced by the exit part of the accelerating layer positioned outside the accelerating channel.

It is shown also that:

- the so-called ion “back flows” are formed in the nearest space outside of the thruster exit with the characteristic radius till  $\sim 2$  diameters of

the accelerating channel external diameter what is in correspondence with experimental data;

- local neutral atoms flow rate through cathode significantly changes neutral atoms concentration distribution and charge exchange ions concentration and directed flows in the vicinity of the cathode.

### **Теоретическая разработка лидарной установки космического базирования на основе DF-НХЛ для мониторинга атмосферы**

Метельников А.А., Авдеев А.В.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день перед человечеством стоит проблема загрязнения атмосферы (аэрозолей), появляющихся в результате повышения уровня урбанизации. Величина аэрозолей неестественного происхождения составляет 296 т. Подобные атмосферные изменения пагубно влияют на экологию. Первым шагом в решении данной проблемы является исследование аэрозолей с целью определения концентраций основных и примесных составляющих, мониторинга областей загрязнения.

Для подобных задач хорошо подходят лидарные установки, которые используют свойство лазерного излучения поглощаться веществами в различных степенях. На сегодняшний день существуют разработки лидаров наземного, авиационного и космического базирования. Установка лидара космического базирования представляет большой интерес из-за следующих преимуществ:

- отсутствие шумов из-за рассеяния в загрязнении нижних слоев атмосферы, в результате чего отношение сигнал-шум увеличивается.
- получение данных о профилях и о полях различных атмосферных параметров атмосферы с высоким пространственным и временным разрешением.

Локационный лазерный сигнал, отправляемый на цель, может иметь различную длину волны в зависимости от типа используемого лазерного лидара. Наиболее эффективно использовать длины волн, которые попадают в окна прозрачности атмосферы (так как на этих длинах происходит минимальное поглощение излучения): 0,95-1,06 мкм, 1,2-1,3 мкм, 1,5-2,4 мкм, 2,1-2,4 мкм, 3,3-4,0 мкм, 8,0-12,0 мкм. Так, например, для лидарной установки космического базирования хорошо подходит излучение непрерывно химического лазера, осуществляющего генерацию на молекуле DF, с длиной волны 3.5-4.1 мкм.

Данная работа ставит своей целью разработку и проектирование установки лидарной установки на основе DF - НХЛ космического базирования с мощностью в непрерывном режиме работы 25 кВт, работающего в импульсном режиме, для мониторинга атмосферы. До настоящего времени установки космического базирования на основе

DF-НХЛ в открытой литературе рассматривалась только возможность их использования.

В данной работе производится теоретическая оценка лидарной установки космического базирования на основе DF-НХЛ, которая включает в себя: ГАС НХЛ(мощность работы в непрерывном режиме 25 кВт), Оптическую схему(сист. задающий генератор усилитель мощности с использованием электрооптических затворов из CdTe), формирующую систему, приёмник излучения.

### **Theoretical development of space-based lidar installation based on DF-NHL for monitoring the atmosphere**

Metelnikov A.A., Avdeev A.V.  
MAI, Moscow

Today humanity have a problem of pollution of the atmosphere (aerosols), appearing as a result of increasing urbanization. The quantity of aerosols is not of natural origin is 296 m. Similar atmospheric changes adversely affect the environment. The first step in solving this problem it is the study of aerosols for determine the concentrations of major and monitoring pollution.

For these tasks are well suited lidar installations that use a property of the laser radiation absorbed substances in varying degrees. Today, there are development lidar ground, air and space-based. Installation of space-based lidar is more interesting because of the following advantages:

1.The absence of noise due to scattering in the lower atmosphere pollution, resulting in signal-to-noise ratio increases.

2.To obtain data on profiles and fields of various atmospheric parameters of the atmosphere with high spatial and temporal resolution.

Laser radar signal is sent to the target may have a different wavelength depending on the type of laser lidar. Most efficient use of wavelengths that fall within the transparency window of the atmosphere (as happens at these lengths minimal absorption of radiation): 0.95-1.06 mm, 1.2-1.3 mm, 1.5-2.4 mm , 2.1-2.4 mm, 3,3-4,0 mm, 8.0-12.0 microns. For example, for the installation of a space-based lidar suitable cw chemical laser, generates a molecule DF, with a wavelength of 3.5-4.1 microns.

This work aims at the development and design of the plant lidar-based setup DF - NHL with a space-based power in continuous operation 25 kW, operating in a pulsed mode for monitoring the atmosphere. So far, space-based installation based on the DF-CCL in the open literature only considered the possibility of their use.

In this study, carried out theoretical evaluation installation space-based lidar-based DF-NHL, which includes: NHL ASG (power continuous operation 25 kW), the optical scheme (syst. Master oscillator power amplifier using electro-optical gates of CdTe), forming system, the radiation receiver.

## **Исследование температурного деформирования электродов ИОС на основе континуальной термомеханической расчетной модели**

Федоров В.А., Обухов В.А., Могоулкин А.И.

МАИ, г. Москва

Разработана континуальная термомеханическая модель густо перфорированных электродов ИОС, основанная на представлении эмиссионных, ускоряющих, а также замедляющих электродов в виде конструктивно-ортотропных пологих тонкостенных сферических (в общем случае профилированных) панелей. В качестве основного фактора нагружения рассмотрен неравномерный нагрев электродов по радиусу и толщине.

Для расчета деформированного состояния сферических электродов при их неравномерном осесимметричном нагреве использовался математический аппарат матричных краевых интегральных и интегродифференциальных уравнений, представляемых в удобной безразмерной форме записи. Решение этих уравнений, строилось на итерационных методах расчета в сочетании с процессом пошагового температурного нагружения рассматриваемых электродов, а также по упрощенному алгоритму каковым является первое приближение итерационного процесса решения соответствующих интегральных уравнений не в численном, а в аналитическом виде.

Проведены многовариантные исследования процесса деформирования эмиссионных электродов, изготавливаемых из молибдена и его сплавов, титан-ниобиевого сплава инварного класса ТВ-36, а также из углерод-углеродного композитного материала УУКМ. В качестве ускоряющего электрода рассматривался молибден марки ВМ-2 и углекомпозит УУКМ. При этом базовый диаметр пучка ионов в лаборатории ВЧИД НИИ ПМЭ МАИ принимался равным 160 мм и 450 мм.

Работа выполнена при поддержке Гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки ведущей научной школы Российской Федерации НШ-895.2014.8 и Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072; при государственной поддержке проведения прикладных научных исследований и разработок, направленных на создание продукции и технологий по Соглашению № 14.577.21.0101.

## **Investigation of Temperature Deformation of the IES Electrodes Based on the Continuum Thermo-Mechanical Calculation Model**

Fedorov V.A., Obukhov V.A., Mogulkin A.I.

MAI, Moscow

A continuum thermo-mechanical model for densely perforated electrodes of the ion-extraction system (IES) was developed. It is based on representing the emissive, accelerating and decelerating electrodes as structurally orthotropic sloping thin-walled spherical (profiled in general case) panels. An uneven heating of the electrodes along the radius and through their thickness was considered as the basic loading factor.

For the calculation of strain state of spherical electrodes at their uneven axisymmetric heating, there was used the mathematical apparatus of matrix boundary integral and integrodifferential equations represented in convenient dimensionless form. Solution of such equations obtained in the geometrically nonlinear statement of the problem on the bending of sloping spherical panel was based on iterative methods in combination with process of step-by-step temperature loading of considered electrodes and using simplified algorithm which is the first approximation of the iterative process for solving the appropriate integral equations not in the numerical but in the analytical form.

Multivariate study of the deformation process of emissive electrodes made of molybdenum, titanium-niobium alloy of invar-class, as well as of a carbon-carbon composite material has been conducted. For the accelerating electrode there was considered a molybdenum and carbon-carbon composite material. The base diameter of the ion beam was taken to be equal to 160 mm and 450 mm.

This work was supported by the grant No. NSh-895.2014.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation; by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education; with the state support for complex projects on creating high technology industries implemented with the participation of higher education establishments, agreement no. 02.G25.31.0072; with government support for applied research and development aimed at the creation of products and technologies under the Agreement № 14.577.21.0101, which are gratefully acknowledged.



## **Моделирование силового воздействия ионного пучка на крупный объект космического мусора**

Надирадзе А.Б. , Обухов В.А., Попов Г.А., Свотина В.В.  
МАИ, г. Москва

Метод увода крупногабаритных объектов космического мусора (ОКМ) воздействием на него ионным пучком (Ion Shepherd) может быть чрезвычайно эффективным, особенно применительно к удалению ОКМ из области ГСО. Эффективность силового воздействия ионным пучком зависит от расстояния между сервисным космическим аппаратом (СКА), оснащенным ионной пушкой (ИП), и удаляемым объектом, от характеристик ионного пучка, а также геометрических параметров удаляемого объекта. СКА и удаляемый ОКМ образуют виртуальную связку, управление движением которой осуществляется с помощью электроракетной двигательной установки (ЭРДУ), которой оснащен СКА/ Моделирование силового воздействия ионного пучка на ОКМ техногенной природы, геометрия которого известна, позволяет оценить компоненты сил и моментов, действующих на ОКМ при произвольной его ориентации. Моделирование проведено для воздействия на ОКМ ионным пучком ксенона клиновидной формы с током ионов 0,5 А и энергией ионов 4 кэВ с полууглами расходимости в двух взаимно перпендикулярных направлениях  $3^0$  и  $0,3^0$ . В качестве ОКМ техногенной природы рассмотрен модельный объект с геометрией, характерной для геостационарных КА связи массой 2-3 тонны. Получено расчетом, что в зависимости от ориентации ОКМ, трансверсальный компонент силы, действующей на ОКМ, может составлять от 70% и более от тяги ионного пучка, в то время как бинормальные компоненты могут достигать при неблагоприятной ориентации ОКМ до 30% от тяги ионного пучка. Однако в случае неупорядоченного вращения ОКМ вокруг своего центра масс, средние за один оборот значения бинормальных компонент сил будут малы. При этом воздействие пучка не может сильно воздействовать на произвольное вращение ОКМ, так как средние значения моментов бинормальных сила за один оборот также малы. Расчетом получена оценка скорости осаждения материала ОКМ, распыленного ионным пучком, на поверхность сервисного КА. При расстоянии СКА от ОКМ 40 м толщина осажденного материала может достигать сотни монослоев. При пленках такой толщины может наблюдаться существенная деградация свойств оптических приборов и защитных покрытий солнечных батарей.

Работа выполнена при поддержке Гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки ведущей научной школы Российской Федерации НШ-895.2014.8 и Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной

поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072.

### **Modeling of Force Impact on Large-Sized Object of Space Debris by Ion Injection**

Nadiradze A.B., Obukhov V.A., Popov G.A., Svotina V.V.  
MAI, Moscow

A method of removing large-sized space debris (SD) in which a highly collimated high-velocity ion beam producing on board of a service Spacecraft (SSC) directs against SD to modify its orbit (Ion Shepherd) may be extremely efficient, especially for the debris removal from GEO area. Efficiency of force impact on SD depends on the distance between SSC equipped with an ion gun (IG) on board and the divergence angle of the beam generated by IG, and also on geometrical parameters of the removal object. SSC and removed SD form a virtual cluster, and its maneuvering under transportation is controlled with the use of electric propulsion (EP) mounted SSC on board. Modeling of the impact of an ion beam on SD of the technogenic nature which geometry is known, allows to estimate force components and moments operating on SD at its any orientation. The modeling has been carried out for impact by the Xenon ion beam of a wedge-shaped form with ion current 0,5 A and ion energy of 4 keV with divergence semi-angles in two mutually perpendicular directions  $3^{\circ}$  and  $0,3^{\circ}$ . The model of SD with geometry characteristic for a communication geostationary SC with mass of 2-3 tons has been considered. It is received by calculation that depending on SD orientation the transversal component of force operating on SD can make from 70% and more from the ion beam thrust while binormal components can reach up to 30% of this value. However in case of the disorder SD rotation round the center of SD mass, averages value of the binormal components of forces will be small. Thus influence of the beam can't strongly influence any SD rotation because average values of the moments of binormal forces for one SD turn are also small. By calculation the estimation of SD erosion rate under ion beam bombardment has been received. At the distance 40 m from SSC to SD the thickness of the deposited material can reach one hundred monolayers for 1000 hours of operation. At films of such thickness essential degradation of properties of optical devices and solar arrays SSC on board can be observed.

This work was supported by the grant No. NSh-895.2014.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of

the Russian Federation; by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education; with the state support for complex projects on creating high technology industries implemented with the participation of higher education establishments, agreement no. 02.G25.31.0072.

### **Теория распознавания образов в задачах вибрационной диагностики**

Петров А.И., Ушаков А.П.  
СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург

В статье рассматриваются методы теории распознавания образов применительно к диагностике машин на примере изменения уровня вибрации.

Рассматривается кодирование кривых сигналов в распределение векторов в  $n$ -мерном пространстве. Которое позволяет установить границу между распределениями дефектных машин и без дефектных, при условии, что имеется статистические данные, обучающие классификатор.

Имеются графические представления распределений векторов на примере трехмерного пространства с классификатором, который делит двухмерное пространство на две области. А также рассматривается процесс принятия решения о соответствии кривой исправному или неисправному состоянию.

Анализируются классификаторы на основе критерия минимизации риска и минимизации вероятности ошибки. Изучаются наиболее оптимальные классификаторы и теоретически рассматриваются их недостатки и возможности реализации.

### **The theory of pattern recognition in problems of vibration diagnostics**

Petrov A.I., Ushakov A.P.  
SPSU CA, Saint Petersburg

This article discusses methods of pattern recognition applied to machine diagnostics on the example of changes in the level of vibration.

Considered coding of signals in the distribution curves of vectors in  $n$ -dimensional space. Which allows establishing the border between the distributions of defective machines and non-defective, if there is statistical data, training the classifier.

There are graphical representations of the distributions of the vectors on the example of three-dimensional space with the classifier, which divides the two-dimensional space into two areas. Moreover, consider the decision

making process correspond the curve to defective or non-defective machine's state.

Classifiers are analyzed based on the criterion of minimizing the risk and minimize the probability of error. Studied the optimal classifiers and theoretically discusses their limitations and possibilities of implementation.

### **Диагностика технического состояния ГТД**

Петухов А.В.

УМПО, г. Уфа

На современных предприятиях, специализирующихся на производстве и ремонте авиадвигателей, а также срочном, внеплановом восстановлении состояния ГТД (сервисно – технические центры) значительно возросла роль программно – технических средств для комплексной диагностики состояния конкретного двигателя. Одним из самых сложных и ответственных этапов в процессе производства, ремонта и восстановления состояния ГТД является процесс испытания. На ведущих отечественных и мировых авиадвигателестроительных предприятиях, а также в центрах восстановления технического состояния ГТД (СТЦ) процесс диагностирования состояния высокотехнологичных изделий (таких, как авиационный двигатель АЛ-31Ф), характеризуется большим объемом информации, получаемой при испытаниях (до нескольких сотен параметров), применением уникальных техпроцессов, материалов и оборудования, длительным циклом испытания.

Чтобы оптимально оценивать состояние конкретного ГТД, необходимо качественное проведение вибрографирования корпусов двигателя для выявления очагов вибрации, а также предотвращения отказов в эксплуатации.

Контроль ключевых показателей нормальной работы АЛ-31ФП, в условиях СТЦ, при проведении вибрографирования наиболее целесообразно проводить с повторным использованием накопленного опыта, представленного в виде прецедентов.

Таким образом, возникает объективная необходимость создания единой информационной базы прецедентов для контроля ключевых показателей нормальной работы ГТД в условиях СТЦ, когда в режиме «on-line» невозможно проведение теоретических и практических консультаций с разработчиком и/или производителем двигателей АЛ-31ФП.

## **GTD diagnostics of a technical condition**

Petukhov A.V.

UMPO, Ufa

At the modern enterprises specializing on production and repair of aircraft engines, and also urgent, unplanned restoration of a condition of GTD (it is service – the technical centers) the role programmatically – technical means for complex diagnostics of a condition of the concrete engine considerably increased. One of the most difficult and responsible stages in the course of production, repair and restoration of a condition of GTD is test process. At the leading domestic and world aviaengine-building enterprises, and also in the centers of restoration of a technical condition of GTD (STTs) process of diagnosing of a condition of hi-tech products (such as the aviation AL-31F engine), is characterized by large volume of information received at tests (to several hundred parameters), application of unique technical processes, materials and the equipment, a continuous cycle of test.

Optimum to estimate a condition of concrete GTD, high-quality carrying out a vibrografirovaniye of cases of the engine for identification of the centers of vibration, and also prevention of refusals in operation is necessary.

Control of key indicators of normal work of AL-31FP, in the conditions of STTs, when carrying out a vibrografirovaniye it is most expedient to carry out with a reuse of the saved up experience presented in the form of precedents.

Thus, there is an objective need of creation of uniform information base of precedents for control of key indicators of normal work of GTD in the conditions of STTs when in the on-line mode carrying out theoretical and practical consultations with the developer and/or the producer of AL-31FP engines is impossible.

### **Морфологический анализ двигателей ЛА с прерывистым горением**

Поршнеv В.А., Сафронов В.В., Тетерин Д.П., Фирсов В.М.

КБ Электроприбор, г. Саратов

Исследования показывают, что применение на летательных аппаратах двигателей с прерывистым горением (изохорных двигателей) может дать заметную выгоду, которая выражается в увеличении мощности и экономичности без изменения массы двигателя.

Вместе с тем, генерирование множества возможных вариантов конструкции таких двигателей с использованием методов системного анализа не проводилось, что не позволило осуществить обоснованный выбор эффективных вариантов двигателей по совокупности критериев.

Цель работы – морфологический анализ возможных вариантов конструкции двигателей ЛА с прерывистым горением, определение

множества допустимых вариантов, формирование совокупности критериев для всесторонней оценки двигателей.

При формировании морфологической матрицы использованы следующие признаки:

- тип ВРД;
- число контуров;
- наличие компрессора;
- наличие свободной турбины;
- наличие дополнительной турбины;
- тип дополнительной турбины;
- направление вращения дополнительной турбины;
- тип сверхзвукового сопла;
- управление вектором тяги;
- способ продувки камер сгорания;
- способ поддержания прерывистого горения.

По каждому признаку раскрыты возможные альтернативы. Например, направление вращения дисков дополнительной турбины может быть попутным и биротативным; сверхзвуковое сопло может быть с наружным и внутренним расширением; способ поддержания прерывистого горения – с электроискровым воспламенением и с дежурным факелом в полостях сгорания и т. д.

В результате анализа морфологической матрицы оказалось, что число возможных вариантов конструктивного исполнения двигателей с прерывистым горением равно 1072. Определены множество допустимых вариантов, совокупность критериев для их всесторонней оценки. Раскрыты особенности конструкции одного из эффективных вариантов изохорного двигателя.

### **Morphologic analysis of aircraft engines with intermittent combustion**

Porshnev V.A., Safronov V.V., Teterin D.P., Firsov V.M.

OJSC “Design OfficeElectropribor”, Saratov

Research shows that the use of intermittent combustion engines (isochoric engines) in aircrafts can be of notable benefit, which becomes apparent in engine output and efficiency without the engine weight change.

At the same time, a generation of a great number of possible engine design modifications using the methods of system analysis 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 a morphologic analysis of possible aircraft intermittent combustion engine design modifications, determination of a set of valid options, forming of criteria totality for detailed engines estimation.

The composition of the morphologic matrix includes the following features:

- air-breathing engine type;
- loops number;
- compressor availability;
- free turbine availability;
- additional turbine availability;
- type of the additional turbine;
- additional turbine rotation direction;
- supersonic nozzle type;
- thrust vector changings possibility;
- combustion chamber purging method;
- the way to maintain intermittent combustion.

The possible alternatives for each feature are shown. For instance, the additional turbine discs rotating direction can be associated and birotary; the supersonic nozzle can have external and internal expansion; the intermittent combustion maintaining method – with spark ignition and pilot-flame ignition in combustion chambers and so on.

The analysis of the morphologic matrix has shown, that the number of the possible intermittent combustion engines design variations is 1072. A great number of admissible variations, as well as criteria set for their comprehensive assessment have been defined. Design features of one of the efficient variations of the isochoric engine are revealed.

### **Методы математической идентификации микро-ГТД по прототипу**

Боровиков Д.А., Заранкевич И.А., Новиков С.Ю., Пахомов А.К.,  
Селиверстов С.Д.  
МАИ, г. Москва

В России практически отсутствует опыт разработки микро-ГТД (с тягой до 1000Н). Такие двигатели могут применяться для всепогодных беспилотных летательных аппаратов (БЛА), дозвуковых мишеней ПВО и маневренных малоразмерных средств поражения, также свое применение они находят в наземных генераторных установках. Одной из задач при проектировании таких двигателей является достижение высоких скоростей полета (на уровне  $M=0,8$ ) и продолжительности полета (несколько часов). Создание микро-ГТД традиционных схем с тягой до 1000Н сталкивается со значительными трудностями, связанными, прежде всего, с масштабным вырождением рабочего процесса.

Одним из путей решения данных проблем может быть развитие методов моделирования микро-ГТД при помощи аналитических расчетов и численного моделирования. Все расчетные данные требуют верификации. Расчет, проектирование и производство двигателя собственной конструкции требует большого количества времени и затрат. Снизить затраты на начальных этапах отработки расчетных методик можно, если использовать для верификации существующие образцы.

Студенческим коллективом РЦ МАИ и кафедрой «Ракетные двигатели» на базе двигателей-прототипов компании AMT Netherlands проводится моделирование и экспериментальное исследование микро-ГТД.

Проведена математическая идентификация прототипов по аналитическим расчетам, проработаны конструкции прототипов, разрабатываются мероприятия по повышению характеристик двигателей. Также прорабатываются технологические решения изготовления и сборки микро-ГТД.

Кроме того, проводятся работы по разработке конструктивных и программных решений для стенда микро-ГТД. На данный момент стенд оснащен датчиками температуры, оборотов, расхода топлива и тяги, а также системой автоматизированного сбора данных и управления ходом испытаний в среде LabView. Это позволяет осуществлять мониторинг работы двигателя и верификацию расчетных данных. Прорабатывается изменение конструкции прототипа с целью увеличения количества измеряемых параметров.

Перспективными задачами являются уточнение имеющихся моделей расчета, сравнение расчетных данных с расчетами в специализированных комплексах (Vista, GasTurb и т.д.), совершенствование конструкции микро-ГТД с учетом областей применения. На основе накопленного опыта готовится к производству модификация двигателя собственной разработки.

Проект ведется полностью в цифровом виде в PLM-системе TeamCenter.

### **Methods of micro-gas turbine engine mathematical identification by using the prototype base**

Borovikov D.A., Zarankevich I.A., Novikov S.Y., Pakhomov A.K.,  
Seliverstov S.D.  
MAI, Moscow

There is practically no experience in the micro-turbine engine development in Russia (with a thrust up to 1000N). These engines could be applied for all-weather unmanned aerial vehicles (UAVs), subsonic air defense targets, and



maneuverable small size weapons, also they find their application in ground-based generator sets. One of the tasks in such engines designing is to achieve high flight speeds (at  $M = 0.8$ ) and flight duration (several hours). Creating a micro-turbine engine of the classical design with a thrust up to 1000 N encounters significant difficulties associated primarily with the massive workflow degeneration.

One of the ways to resolve these problems may be the development of micro-turbine engine modeling procedures by using analytical calculations and numerical simulations. All calculated data require verification. Calculation, design and manufacture of engine of its own design require a lot of time and costs. It is possible to reduce costs at the initial stages of calculation methods worked out by using the existing samples for verification.

On the basis of engine prototypes of AMT Netherlands student team RC MAI and the Department "Rocket Engines" have carried out a simulation and experimental investigation of the micro-turbine engines.

Mathematical identification of prototypes by analytical calculations was carried out as well as the design of prototypes was worked out, the procedures for improving engine performance are being developed. Likewise the technological solutions of manufacturing and assembling of micro-turbine engines are being worked out.

Among other things, the work on the development of design and software solutions for micro-turbine engine stands. Currently, stand is equipped with temperature, speed, fuel consumption and thrust sensors, as well as automated data collection system and control of the test process in the LabView environment. This allows to monitor engine operation and verification of calculation data. Work is under way by redesign of the prototype with the aim of increasing the number of measurable parameters.

The future tasks are to clarify the existing calculation models, to compare of calculated data with calculations in specialized complexes (Vista, GasTurb etc.), to improve the design of a micro-turbine engine considering the application areas. Based on the gained experience the modified engine of its own design is being prepared for production.

The project is conducted entirely in digital form in the PLM-system TeamCenter.

### **Опыт создания тягоизмерительных устройств**

Гончаров Л.А.<sup>1</sup>, Кожевников В.В.<sup>2</sup>, Смирнов А.А.<sup>2</sup>, Смирнов П.Е.<sup>2</sup>,  
Хартов С.А.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>НПК «Фирма ПЛАТАР», <sup>2</sup>МАИ, г. Москва

Одной из особенностей исследования и отработки ЭРД является необходимость измерения тягового усилия двигателя. В силу особенностей организации рабочего процесса в ЭРД не удается

обеспечить хорошую фокусировку струи. Кроме этого, значительный разброс частиц по скоростям в струе не позволяет рассчитать тягу двигателя достаточной точностью. Исходя из этого, обязательным элементом каждого стенда для контрольных испытаний ЭРД является тягоизмерительное устройство.

Наибольшей точности измерения тяги можно достичь с использованием крутильных весов, либо маятниковых подвесов. Крутильные весы обладают достаточной точностью и стабильностью измерений (при больших соотношениях длин плеча и нити подвеса), но требуют значительных объемов вакуумной камеры, не используемых для исследований и создающих дополнительные потоки атомов остаточной атмосферы. Маятниковые подвесы более компактны, но имеют проблемы с обеспечением малой жесткости подводящих линий питания (как газов, так электрических и измерительных линий). В обоих случаях наибольшей точности можно добиться при использовании компенсационного способа измерения. В этом случае сигнал от датчика перемещения подвески устройства под действием тягового усилия после усилителя-преобразователя (отрицательная обратная связь) подается на исполнительное устройство, перемещающее подвеску в первоначальное положение. Данный способ обеспечивает отсутствие пластических деформаций токоподводов электропитания, газопроводов испытуемого изделия, в основном влияющих на характеристики дрейфа нуля и диапазона калибровки системы измерения. При этом можно добиться чувствительности измерений, намного превосходящей чувствительность тягомеров, в которых используется способ прямых измерений.

В докладе приводятся результаты многолетнего опыта разработки тягоизмерительных устройств и внедрения их в мелкосерийное производство.

### **An experience for creating thrust-measuring devices for ep**

Goncharov L.A.<sup>1</sup>, Khartov S.A.<sup>2</sup>, Kozhevnikov V.V.<sup>2</sup>, Smirnov A.A.<sup>2</sup>,  
Smirnov P.E.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Scientific Production Association, LLC Platar Ltd, <sup>2</sup>MAI, Moscow

The necessity to measure a propulsive force of a unit is a feature of electro-rocket thruster development. The operating process in the electro-rocket thruster is so that it is practically impossible to focus a jet properly. In addition, high particles' spread over velocities in the jet makes it impossible to calculate thruster's propulsion force (thrust) with needed accuracy. That is why a mandatory element of each test facility for check-testing the electro-rocket thruster is the thrust-measuring device.

If a torsion balance or a pendulum suspension is used for thrust registration, the measuring accuracy is the highest. The torsion balance

guarantees sufficient measuring accuracy and stability (under high ratio between lengths for an arm and suspension filament), but in this case vacuum chamber's volume should be significantly high for it positioning. That causes additional flows of chamber residual atmosphere atoms to the thruster inlet, that spoil the results of characteristics measurement. The pendulum suspensions are more compact, but they require low rigidity of feeding lines (for gas, electric and measuring lines). For both cases the accuracy is the highest, if a compensating measuring procedure is used. In this case a signal from a sensor of suspension displacement caused by propulsion force after a transducer amplifier (negative feedback) comes to an executive device, which returns the suspension into its initial position. If this procedure is used, there are no plastic deformations in current- and gas-feeding lines that cause zero drift and spoil the measuring system calibration. And a measuring sensitivity is higher greatly than the sensitivity of measuring devices in which the direct measuring procedure is used.

The results of long-term experience for developing the thrust-measuring devices and for its introducing into short-run production are presented in the paper.

### **Нормирование выведенных дефектов на лопатках ГТД**

Собуль А.В., Карачалов А.К.

МАИ, г. Москва

В связи с технической невозможностью проведения испытаний по тензометрированию вибрационная прочность лопаток компрессоров и турбин малоразмерных ГТД подтверждается резонансными испытаниями. При отсутствии данных по вибронапряженности лопаток не представляется возможным выполнить нормирование допустимых повреждений (зачисток) в соответствии с ОСТ 1 00303-79.

Для таких случаев НПО «Сатурн» была разработана методология нормирования зачисток (выведенных повреждений) на перьях лопаток, заключающаяся в следующем:

- выполняется 3D расчет форм колебаний в диапазоне частот, соответствующих частотам источников возбуждения в проточной части;
- экспериментально на вибростенде определяются формы колебаний лопаток, выполняется верификация с расчетными данными;
- идентифицируются наиболее критические формы колебаний лопаток (на основании имеющегося опыта доводки вибрационной прочности лопаток компрессоров и турбин ГТД производства ОАО «НПО «Сатурн»);
- выполняется 3D расчет распределения вибрационных напряжений по выбранным формам колебаний;

- в соответствии с нормативной документацией и имеющимся опытом определяются критические зоны на пера лопатки, где зачистки не допускаются (зоны с максимальной напряженностью по указанным выше формам колебаний);
- в остальных зонах пера моделируются несколько вариантов зачисток различной глубины, выполняются расчеты распределения напряжений, определяется максимально возможная глубина зачистки для каждой зоны. Критерием допустимости выведенного дефекта является следующее: напряженность в зачистке не должна превышать напряженность в критической зоне исходной (неповрежденной) лопатки;
- запас по статическим напряжениям при выбранной геометрии зачистки проверяется на соответствие требованиям нормативной документации.

Результатом приведенного выше комплекса расчетно-экспериментальных работ является создание карт допустимых выведенных дефектов для лопаток каждой исследуемой ступени.

### **Normalization of derived defects on the GTE blades**

Sobul A.V., Karachalov A.K.

MAI, Moscow

In connection with technical impossibility to conduct strain gaging tests vibration strength of compressor and turbine blades of small GTE is verified through resonant tests. In the absence of data on blades vibrational tension it doesn't seem possible to carry out normalization of admissible damages (cleanups) according to OCT 1 00303-79.

For such cases NPO "Saturn" has developed a method of cleanups normalization (derived damages) on blade airfoils, which consists in the following:

- 3D calculation of vibration modes in frequency gap, corresponding to the frequencies of excitation source in a flow path is performed;
- blade vibration modes are defined experimentally at vibrostand, verification with calculation data is carried out;
- The most critical blade vibration modes are indentified ( based on previous experience of refinement blade vibration strength of GTE compressors and turbines produced by NPO Saturn);
- 3D calculation of vibration strengths distribution on chosen vibration modes is performed;
- According to normalization documentation and previous experience critical zones on the blade airfoil are defined, where cleanups are not tolerated (the zones with peak tension on the vibration modes mentioned above);

- In other zones of an airfoil several variants of cleanups of different depth are modeled, calculation of tension distribution is performed, maximum possible depth of cleanup is defined for each zone. Criterion of acceptability of derived defect is the following: tension in cleanup should not exceed the tension in critical zone of initial (undamaged) blade;
- Allowance on static stress at chosen geometry of cleanup is checked for correspondence to requirements of normalization documentation.

The result of above set of calculation and experimental works is creation of maps of acceptable derived defects for blades of each explored level.

### **Испытания пврд с горением водорода и измерением тяговых характеристик в аэродинамической трубе**

Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г., Старов А.В.  
ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Для проведения экспериментов с горением была разработана и изготовлена специальная модель осесимметричного прямого двигателя. Модель имеет лобовой воздухозаборник и камеру сгорания длиной 380 мм. Модель устанавливается в аэродинамической трубе при помощи двух поддерживающих пилонов, которые через два алюминиевых тензодатчика типа BCL-200 (CAS) крепятся к стенке рабочей части. Сумма показаний тензодатчиков дает общую силу, действующую по оси испытываемой модели. Внутри пилонов имеются отверстия для подачи водорода. В опытах с измерением тепловых потоков и давлений в тракте двигателя модель оснащалась датчиками тепловых потоков и датчиками давления.

Испытания проводились при  $M=2,5$  в аэродинамической трубе Т-333, которая является трубой периодического действия баллонного типа с рабочей частью в виде камеры Эйфеля. Давление торможения составляло  $P_0=4-5$  бар, температура торможения  $T_0=290^0$  К. Основной целью опытов с горением водорода было измерение распределения давлений и тепловых потоков внутри модели ПВРД. Кроме того, в каждом эксперименте производилось измерение сил, действующих по оси модели.

Типичный эксперимент с горением строился следующим образом. После выхода трубы на рабочий режим производился пуск системы синхронизации, которая осуществляла автоматическую подачу основного горючего в камеру сгорания модели и включение пилотного факела. Горение пилотного факела продолжается 1 с, одновременно включается подача основного водорода, горение которого продолжается еще 2 с после отключения пилотного факела.

После обработки результатов испытаний было показано, что при подаче водорода и организации горения в камере сгорания,

сопротивление модели уменьшается из-за появления внутренней тяги двигателя. Максимальное значение внутренней тяги достигало 800 Н при полноте сгорания 0,3-0,4.

В диапазоне условий испытаний тепловые потоки внутри камеры сгорания модели (в районе критического сечения) не превышают  $q = 1,3$  МДж/м<sup>2</sup>. Статическое давление в камере сгорания при горении водорода не превышало 2,8 атм. Соответственно, относительное давление внутри камеры сгорания модели не превышало  $P/P_n = 9,6$ .

### **Testing of ramjet with hydrogen combustion and thrust measurement in a wind tunnel**

Vnuchkov D.A., Zvegintsev V.I., Nalivaychenko D.G., Starov A.V.  
ITAM SB RAS, Novosibirsk

Peculiar model of the axisymmetric ramjet for the experiments with hydrogen combustion was developed and produced at ITAM. The model consists of a frontal air inlet and combustion chamber with length of 380 mm. The model was installed in a wind tunnel by using two supporting pylons which are attached to the working section through two aluminum strain gage BCL-200 (CAS). Sum of strain gauges readings gives the total force acting along the axis of the tested model. There are longitudinal holes inside pylons for hydrogen supply. For experiments with heat fluxes and pressures measurement the engine model was equipped with appropriate sensors.

Tests were conducted at  $M = 2.5$  at the wind tunnel T-333 which represents a blowdown type wind tunnel with working section in the form of Eiffel chamber. During the experiment the stagnation pressure  $P_0$  was from 4 to 5 bar and stagnation temperature  $T_0$  was 290 K. The main purpose of the experiments with hydrogen combustion was to measure the pressure and heat flux distribution in the model passage. Furthermore, in each experiment the force acting along the axis of the model has been measured.

A typical experiment with combustion in the model was conducted as follows. After the wind tunnel has been released in operating mode the synchronization system automatically opens the main hydrogen flow into the combustor and initiates a pilot flame here. Burning of the pilot flame lasts 1 second, simultaneously the main hydrogen flow leads to hydrogen combustion which continues for another 2 seconds after the pilot flame is switched off.

After the test results processing it was shown that during the hydrogen supply and combustion in the model combustor, the drag of the ramjet model is reduced due to appearance of the inner engine thrust. The maximum value of the inner thrust reaches up to 800 N at a combustion efficiency from 0.3 to 0.4.

In the range of test conditions, heat fluxes within combustion chamber of the model (in the vicinity of the critical section) do not exceed  $q = 1.3 \text{ MW/m}^2$ . The static pressure in the combustion chamber during hydrogen combustion does not exceed 2.8 bars. Accordingly, the relative pressure within the model combustor does not exceed the  $P/P_n = 9.6$ .

### **Магнитотепловая энергетическая установка**

Габриелян Д.А., Семенов В.В., Утешев А.А., Капустин Д.Ю.

МАИ, г. Москва.

Работа посвящена разработке магнитотепловой энергетической установки, использующей для своей работы способ преобразования энергии постоянных магнитов в механическую или электрическую.

Установка состоит из магнитной системы из двух постоянных магнитов, расположенных напротив друг друга так, что между ними образуется межполюсной зазор. В зазоре расположен диск, установленный на валу с возможностью вращения, а по периферии по всему периметру диска установлены узкие тонкие пластины из гадолиния(Gd). Гадолиний обладает темсвойством, что при нагреве до определенной температуры (в пределах 18...20°C) он резко теряет свои магнитные свойства, а при охлаждении - восстанавливает. Данный магнитный фазовый переход является обратимым и на его основе может быть организован рабочий цикл. Так, при нагреве (напр., горячей водой) гадолиниевых пластин, расположенных в межполюсном зазоре постоянных магнитов, они размагничиваются.Тогда постоянные магниты притягивают к себе соседние пластины, не подвергнутые еще нагреву.В результате этого диск, установленный на валу, вращается. Вне зоны действия магнитного поля гадолиниевые пластины охлаждают, вследствие чего они восстанавливают свои магнитные свойства.

Практическое использование магнитотепловой установки сдерживается недостаточной изученностью магнитной системы. Для увеличения мощностисистемы в работе предлагаются различные варианты их исполнения: напр., постоянные магниты с сужением межполюсного зазора, а также системы, составленные из нескольких магнитов разной мощности, при этом мощность магнитов постепенно возрастает. Приводятся результаты расчетно-экспериментальных исследованийхарактеристик таких магнитных систем.

### **Thermomagnetic energy device**

Gabrielyan D.A., Semenov V.V., Uteshev A.A., Kapustin D.Yu.  
MAI, Moscow

Work is devoted to the development of thermomagnetic energy device, for its operation, a way to convert the energy of permanent magnets into mechanical or electrical energy.

The device consists of a magnetic system with two permanent magnets. They are opposed to each other, so that between them formed interpolar gap. In the gap is disc. The disc is mounted on a shaft rotatably. Around the perimeter of the disk set narrow thin plates of gadolinium (Gd). Gadolinium, when heated to certain temperatures (between 18 ... 20 ° C), rapidly loses its magnetic properties, and upon cooling - recovers. This magnetic phase transition is reversible and based on it can be arranged operating cycle. When heated (ex. hot water) gadolinium plates they are demagnetized. Then, the permanent magnets attract the neighboring plates not yet subjected to heating. As a result, the disk rotates. Outside the magnetic field gadolinium plates cooled and they recover their magnetic properties.

Practical use of thermomagnetic device constrained by insufficient study of the magnetic system. To increase the capacity of the system in the work offers a variety of options for their performance: for example, the permanent magnets with the narrowing of the gap between systems of several magnets in different capacities, with the power of magnets increases gradually. The results of computational and experimental studies of the characteristics of such magnetic systems.

### **Нагрузочное устройство для испытаний литий-ионных аккумуляторов большой ёмкости**

Лобанов Д.К., Федченко А.С.  
СибГАУ, г. Красноярск

Создание регулируемого нагрузочного устройства (НУ) для испытания литий-ионных аккумуляторов с большой емкостью (порядка 120 А/ч) связано с рядом проблем, среди которых наиболее значимыми можно выделить:

- необходимость обеспечивать работу НУ в разных режимах: режиме стабилизации потребляемого тока, режиме стабилизации потребляемой мощности;
- технические трудности преобразования электрической энергии с малыми напряжениями (2...4 В) и большими токами (до 160 А).

Одним из вариантов решения указанных проблем является применение в НУ импульсного преобразователя тока (ИПТ) понижающего типа с трансформаторной развязкой, рассеивающего



мощность на нерегулируемой резистивной нагрузке, достаточно высокоомной для уменьшения выходного тока ИПТ. Экспериментальные исследования НУ с ИПТ, проведенные авторами, показали, что при больших значениях входного тока происходит перегрев конденсаторов входного фильтра, вследствие высокого уровня потерь.

Для устранения описанного недостатка авторами создан двухступенчатый ИПТ. Первая ступень представляет собой управляемый стабилизатор входного тока на основе повышающего преобразователя, обеспечивающего повышение напряжения, что, в свою очередь, снижает входной ток второй ступени. Вторая ступень представляет собой стабилизатор входного напряжения на основе мостового преобразователя понижающего типа с трансформаторной развязкой.

Повышающий преобразователь обеспечивает низкие пульсации тока по входу ввиду наличия входного дросселя и позволяет поддерживать удовлетворительный режим токов входных цепей второго преобразователя. Мостовой преобразователь обеспечивает большой коэффициент трансформации напряжения. Вторая ступень стабилизирует выходное напряжение первой ступени, что позволяет во всем диапазоне входного тока НУ поддерживать на высоком уровне коэффициент преобразования первой ступени, и, соответственно, снизить входной ток второй ступени, что уменьшает перегрев конденсаторов входного фильтра второй ступени.

Сопоставление результатов, полученных в процессе моделирования такого НУ в пакете Micro-CAP, с результатами, полученными на физическом макете, позволяют сделать вывод об адекватности созданной модели и о возможности её использования в дальнейших исследованиях.

Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (Соглашение №14.577.21.0082).

### **The electronic load for performing high capacity lithium-ion batteries test**

Lobanov D.K., Fedchenko A.S.  
SibSAU, Krasnoyarsk

Development of controllable electronic load (EL) for lithium-ion batteries with a high capacity (about 120 A/h) involves a number of issues, among which highlighted:

- The need to provide the operation of the EL in various modes: the consumed current stabilization mode, the consumed power stabilization mode.

- Technical difficulties relating to electrical energy conversion of low voltage (2...4 V) and high current (up to 160 A).

One of the options to solve these problems is application of buck switching-mode converter (SMC) of current with isolation in the EL that dissipate power on uncontrollable resistive load which is high-resistance enough for reduction of SMC output voltage. Experimental studies of EL with the SMC performed by the authors showed that input filter capacitors is overheating at high values of the input current because of high losses.

To solve the problems described above two-step converter is proposed by authors. The first step is controllable stabilizer of input current based on boost converter (BC) providing of voltage boost at 3 times which in turn reduces input current of the second step. The second step is stabilizer of input voltage based on full-bridge buck converter (FBC) with isolation.

The boost converter provides low current input pulsations cause of input reactor, also it allows to maintain the satisfactory current mode of the input capacity of the second converter. The full-bridge buck converter provides high turn ratio of voltage. The second step stabilizes output voltage of the first step of EL which allows maintaining first step turn ratio at high values and accordingly to reduce second step input current which reduce overheating of input filter capacitors of the second step.

Comparison of the simulation and realization experiment results allows us to conclude about the adequacy of the model and suggest the possibility of its use in further studies.

The work was financially supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (Agreement №14.577.21.0082).

### **Методы комплексной оценки прочности конструкции на ранней стадии проектирования гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя**

Абашев В.М., Животов Н.П., Ерёмкин И.В., Киктев С.И., Хомовский Я.Н., Тарасенко О.С., Самохин И.А.

МАИ, г. Москва

Освоение летательными аппаратами гиперзвуковых скоростей сегодня становится важнейшим этапом в развитии авиации. Для гиперзвуковых аппаратов характерны проблемы, связанные с их весом, конструктивной и эксплуатационной сложностью. Также проблемой является необходимость преодоления теплового барьера. За счёт аэродинамического нагрева летательного аппарата (ЛА) с гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем

(ГПВРД) происходит интенсивный прогрев всей конструкции ЛА, что может привести к разрушению ЛА.

В связи с этим будет перспективным создание методик по оценке прочности ГПВРД, учитывающих параметры потока. В разработанный математический аппарат должны входить следующие задачи: разработка метода исследования, с помощью разработанных методов выполнить расчеты и сформировать эффективные схемно-конструктивные решения и создание инженерной методики.

Основой разрабатываемых методов будут являться общепринятые физические модели и математические методы, в том числе методы конечных элементов. Достижение поставленных целей будет осуществляться путем расчетно-экспериментальных исследований; с помощью инженерных методик, новых и известных численных методов с использованием САД/САМ-систем САПР типа COSMOS, так и с помощью вновь разрабатываемых методик. Также будет использован метод последовательной оптимизации с помощью компьютерных систем типа COSMOS. Он основан на определении одного или нескольких наиболее опасных элементов конструкции, оказывающих наибольшее влияние на напряженное состояние сборочной единицы. Опасный элемент оптимизируется отдельно, а затем выполняется оптимизация всей конструкции, содержащей этот оптимальный опасный элемент. Такая оптимизация проводится последовательно для других, выделенных элементов. Необходимой составной частью метода будет являться проведение испытаний, анализ результатов оптимизации и экспериментальных исследований.

Разработка математического аппарата будет иметь практическое значение в возможности повысить качество расчётов, снижении времени их проведения, улучшении энергетических, массовых и прочностных характеристик, а также надёжности ГПВРД.

### **Integrated assessment methods strength designs early in the design hypersonic ramjet engine**

Abashev V.M., Zhivotov N.P., Eremkin I.V., Kiktev S.I., Homovsky Y.N.,  
Tarasenko O.S., Samohin I.A.  
MAI, Moscow

The development of hypersonic aircraft velocity is becoming an important stage in the development of aviation. For hypersonic vehicles are characterized by problems related to their weight, structural and operational complexity. Also a problem is the need to overcome the thermal barrier. Due to aerodynamic heating of the aircraft with a hypersonic ramjet engine (scramjet) is an intensive heating of the whole structure aircraft, which can lead to the destruction of the aircraft.

In this connection, will the creation of promising techniques for assessing the strength of a scramjet, taking into account the parameters of the flow. In the developed mathematical apparatus should include the following tasks: development of a method of research, with the help of the developed methods to perform calculations and create effective circuit-design solutions and creation of engineering techniques.

The basis of the technique will be accepted physical models and mathematical methods, including finite element methods. These goals will be achieved through computational-experimental studies; using engineering techniques, new and well-known numerical methods using CAD / CAM-CAD system type COSMOS, and with the help of newly developed techniques. Will also be used to optimize a method consistent with the help of computer systems such as COSMOS. It is based on the definition of one or more of the most dangerous elements of the design that have the greatest influence on the stress state assembly unit. Harmful element is optimized separately, and then optimizes the entire structure comprising this optimum dangerous element. This optimization is performed sequentially for other selected items. A necessary part of the method will be the testing, analysis and optimization of the results of experimental studies.

Development of mathematical apparatus will be of practical value to improve the quality of calculations, reducing the time of their implementation, improvement of energy, mass and strength characteristics and reliability scramjet.

### **Обобщение результатов испытаний жидкостных ракетных двигателей малых тяг с использованием регрессионных моделей**

Коломенцев А.И., Хохлов А.Н.

МАИ, г. Москва

Стоимость разработки и последующего производства жидкостных ракетных двигателей малых тяг (ЖРДМТ) во всем мире достаточно высока. Самая дорогостоящая часть жизненного цикла – экспериментальная отработка. Отсюда, остро стоит вопрос о сокращении времени и стоимости испытаний. На сегодняшний момент существует три метода снижения стоимости испытаний:

- сокращение числа опытов, за счет применения новых методов планирования экспериментов;
- применение расчетных систем на основе математических моделей и мощных вычислительных машин;
- комбинация этих двух методов.

Применение методов планирования эксперимента позволяет сократить число запусков и сократить стоимость испытаний, а также построить адекватные регрессионные модели. В свою очередь

применение регрессионных моделей актуально по причине их простоты (по сравнению с математическими моделями) для использования в системах управления (СУ), системах аварийной защиты (САЗ), системах аварийного выключения двигателя (АВД).

В работе были использованы результаты испытаний ЖРДМТ, разработанных в МАИ (НИУ), работающих на компонентах топлива (КТ) кислород+метан, высококонцентрированный пероксид водорода+керосин, тягой 200Н и 500Н соответственно; а также результаты испытаний зарубежных двигателей S10 и S400, тягой 10Н и 420Н соответственно, разработки EADS Astrium, работающих на КТ азотный тетраоксид (АТ)+монометилгидразин (ММГ).

Были проведены следующие работы:

1. построены матрицы планирования для проведения испытаний;
2. проведены огневые испытания ЖРДМТ;
3. проведена статистическая обработка результатов испытаний с помощью специального разработанного программного обеспечения (ПО);
4. построены адекватные регрессионные модели основных параметров ЖРДМТ, также, с помощью разработанного ПО.

На основе построенных регрессионных моделей проведено обобщение результатов огневых испытаний ЖРДМТ в виде результирующих таблиц и графиков.

Сделан вывод, что для различных видов топлив, модели имеют примерно одинаковый вид. Чем больше тяга, тем меньше влияющих факторов на параметры.

Полученные модели можно использовать для прогнозирования основных параметров новых ЖРДМТ на перспективных КТ.

### **Summary of results of tests of liquid rocket engines of small thrust with using regression models**

Kolometsev A.I., Khokhlov A.N.

MAI, Moscow

Around the world development costs and the subsequent production of liquid rocket engines of small thrust (LRE thrusters) is high enough. The most expensive part of the life cycle is experimental development. Hence, an urgent need to reduce the time and cost of testing. To date, there are three methods to reduce the cost of testing:

- Reducing the number of experiments, due to the use of new methods of design of experiments;
- The application of calculation systems based on mathematical models and powerful computers;
- A combination of these two methods.

Application of the methods design of experiments reduces the number of starts and reduces the cost of testing, as well as to build adequate regression models. In turn, the use of regression models relevant because of their simplicity (compared with mathematical models) for use in the control system, safety systems, systems of emergency engine shutdown.

In this paper, we used the results of tests LRE thrusters, developed in the MAI (NRU), working on the fuel components oxygen+methane, highly concentrated hydrogen peroxide + kerosene, thrust 200N and 500N, respectively; as well as test results of foreign engines S10 and S400, 10N and 420N thrust, respectively, developed EADS Astrium, working on fuel components nitrogen tetroxide (AT) + monomethyl hydrazine (MMG).

Works were held as follows:

1. are constructed design matrix for testing;
2. are conducted fire tests of LRE thrusters;
3. are conducted statistical analysis of the test results with the help of specially designed software (SW);
4. were built adequate regression models the main parameters of LRE thrusters, also with the help of the developed SW.

On the basis of the constructed regression models generalizes the results of fire tests of LRE thrusters in the form of the resulting tables and graphs.

It is concluded that models have approximately the same shape for different types of fuels. The more thrust, the less factors influence the parameters.

The resulting model can be used to predict the main parameters of the new LRE thrusters working on promising fuel components.

### **Унитарное пульпообразное топливо на основе монодисперсных микрокапсул**

Хромченко П.А.<sup>1</sup>, Бурдаков В.П.<sup>1</sup>, Бухаров А.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАИ, <sup>2</sup>МЭИ, г. Москва

Известное в настоящее время твёрдое унитарное топливо (ТУТ) состоит из

твёрдого окислителя, заключенного в капсулы из легкого металла и плотного, устойчивого к растворителям полимера. В этом топливе капсулы служат горючим и одновременно защищают окислитель от неблагоприятных факторов окружающей среды.

В отличие от ТУТ, унитарное пульпообразное топливо на основе монодисперсных микрокапсул (УПТ) представляет собой двухкомпонентное жидкое ракетное топливо, в котором вместо жидкого горючего, используется горючее в виде твердых сферических топливных микро гранул (ТМГ).

Окислитель и гранулы горючего хранятся вместе в одном баке в виде взвешенной пульпы (унитарное топливо).

Наиболее важными достоинствами топлива УПТ являются: большой, по сравнению с ТУТ, удельный импульс тяги; возможность транспортировки

топлива отдельно от двигателя; малая чувствительность характеристик к температурным изменениям; безопасное обращение с горючим компонентом; возможность отключения двигателя после его запуска и возможность многократного запуска двигателя.

Гранулы ТМГ имеют одинаковый размер и плотность идентичную окислителю и могут выполняться с примесью других горючих веществ, например, металлов, выполняющих армирующие функции и повышающие энергетичность топлива. Для защиты от механических повреждений на поверхность гранул может быть нанесено углеродное покрытие.

Одинаковость размеров гранул позволяет обеспечить одинаковые условия их сгорания. В результате полного сгорания всех гранул ТМГ, при минимальной плотности топлива, можно получить максимальный импульс тяги.

Основными компонентами для изготовления ТМГ являются: полиэтилен, полиэтилентерефталат, алюминий, гидрид алюминия.

Для получения монодисперсных гранул ТМГ наиболее подходит метод вынужденного капиллярного распада струй на капли с последующей их полимеризацией (ВКРС). С помощью метода ВКРС можно получать гранулы с диаметрами до 1 мм с дисперсией по размерам меньшей 1%.

Применение в составе УПТ гидрида алюминия позволит получить при меньшей плотности топлива такой же удельный импульс тяги, что и для самого эффективного топлива: кислород + водород. В результате появляется возможность более чем в три раза уменьшить объем ракеты-носителя.

### **Unitary pulp- propellant based monodisperse microcapsules**

Khromchenko P.A.<sup>1</sup>, Burdakov V.P.<sup>1</sup>, Bukharov A.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>MAI, <sup>2</sup>MPEI, Moscow

Now known solid monopropellant consists (SMC) of a solid oxidant, encased in capsules made of light metal, and solvent resistant polymer. This propellant capsules are fuel and oxidizer at the same time protect against adverse environmental factors.

Unlike (SMC), the Unitary pulp- propellant UPP is to use solid propellant in the form of microgranules (PMG) instead of liquid propellant in

bipropellant fuel. PMGs in fluidized state and liquid oxidizer have equal density and are stored together.

The size of PMGs is 5-200 microns. Though the composition of granules may vary, they primarily consist of polymers mixed with powdered aluminum hybrid.

UPP properties:  $\rho = 1.14 \text{ ton/m}^3$ ;  $I_{\text{specific teor}}$  to 457 sec.

The use of UPP is associated with the following advantages:

- UPP is a monopropellant, since both components are stored in one tank. The absence of tanks intended for other components as well as of associated system of pipes, valves and fixtures ensures dry weight reduction of the launch vehicle (LV) and space vehicle (SA) by 15-20%.
- UPP has increased density which equals the oxidizer density (liquid oxygen:  $\rho = 1140 \text{ g/cm}^3$ , highly concentrated hydrogen peroxide:  $\rho = 1400 \text{ g/cm}^3$ ). That reduces the LV and SV dimensions by 7-12 per cent.
- According to the calculations the specific impulse value of LRE working on UPP is 50...100 seconds higher as compared to engines with kerosene-oxygen propellant.
- In future in a liquid rocket engine (LRE) with regenerative cooling of the chamber will be pumping the total UPP consumption, which allows to further increase the pressure and temperature in the LRE combustion chamber.

To obtain monodisperse granules UPP most suitable method of forced capillary breakup of jets on potassium and their subsequent polymerization (PTSP). The method PTSP granules can be prepared with diameters of up to 1 mm in size with a dispersion of less than 1%.

Record weight and power characteristics enable engineers to construct reusable rockets. For the first time it becomes possible to refuel space crafts on orbit and transfer fuel between the tanks.

### **Математическое моделирование нестационарного теплообмена в панельном холодильнике-излучателе ядерной энергодвигательной установки**

Чернаков В.В.  
МАИ, г. Москва

Разработка перспективных средств межорбитальной транспортировки требует применения двигательных установок с электрореактивными двигателями (ЭРД). Очевидно, что применение плазменных ускорителей в качестве ЭРД возможно только при наличии на космическом объекте бортовой энергоустановки (ЭУ) для получения электроэнергии. Очевидным источником первичной энергии для бортовой электростанции нужной мощности является тепло, выделяемое в ядерном реакторе, при этом высокая эффективность системы



преобразования энергии (СПЭ) позволяет снизить массу реактора и одновременно уменьшить нагрузку на систему отвода тепла в космическое пространство. Оптимальным вариантом считается система машинного преобразования с турбокомпрессорным агрегатом, работающим по газовому циклу Брайтона. Реализация газотурбинного цикла в условиях космического пространства требует осуществления замкнутого по теплоносителю контура, работоспособность и термодинамическая эффективность которого во многом определяется совершенством отвода тепла к холодному источнику. Поэтому создание системы отвода тепла является одной из первостепенных задач, решение которой определяет весь облик ядерной энергодвигательной установки (ЯЭДУ).

В данной работе представлена математическая модель неустановившегося режима теплообмена, учитывающая теплоемкость металла при изменении тепловой мощности сдвоенной панели панельного холодильника-излучателя (ПХИ) (моделируемый тип жидкого теплоносителя – тетракрезилоксисилан). Такая модель позволяет проводить расчетные исследования поведения ПХИ на режимах запуска энергоблока (ЭБ) и переходных режимах, получить временные характеристики переходных процессов, протекающих в ПХИ, определить динамические забросы сброса тепла для жидкого контура газотурбинного преобразователя (ГТП). По этой модели была составлена разностная модель и разработан пакет программ, по которым проводились расчеты (изменения тепловой мощности сброса сдвоенной панели в зависимости от времени; оценка времени прогрева металла панели и выхода на установившейся режим теплообмена и других показателей).

Результаты работы позволяют понять, как происходит прогрев панели ПХИ в рамках данной модели и как изменяются ее параметры с течением времени.

Библиографический список

[1] Коротеев А.С. Новый этап развития космической энергетики// Вестник Российской академии наук. – 2012. – Т. 82, № 4.

[2] Фаворский О.Н, Фишгойт В.В., Янтовский Е.И. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок.; под ред. Фаворского О.Н. – М.: Высш. Школа, 1970.

[3] Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972.

## **Mathematical modeling of unsteady heat transfer in the panel cooler-radiator nuclear electric propulsion space system**

Chernakov V.V.

MAI, Moscow

Development of perspective tools of transportation requires the use of interorbital propulsion with electrojet engine. It is obvious that the use of plasma accelerators as electrojet engines is possible only if a space object has onboard power plant to produce electricity. An apparent source of primary energy for on-board power station with required power is the heat generated in a nuclear reactor, with high efficiency power conversion unit allows to reduce the weight of the reactor and at the same time to reduce the load on the system for dissipation heat into space. Optimal choice of modification is considered to be the system of machine conversion with turbocompressor unit operating on gas Brayton cycle. Implementation of a gas turbine cycle in the space environment requires the realization of a closed loop for the coolant, working capacity and thermodynamic efficiency which is largely determined by the perfection of heat conduction to the cold source. Therefore, the creation of heat removal system is one of the primary problems, the solution of which determines the entire look of a nuclear electric propulsion.

This paper presents a mathematical model of transient heat transfer, taking into account the heat of the metal when changing thermal power dual panel of panel cooler-radiator (simulated type of heat transfer fluid - tetrakreziloksisilan). This model allows to simulate a behavior of panel cooler-radiator on start-up conditions of power generating unit and in transient conditions, to obtain the temporal characteristics of the transition processes in the panel cooler-radiator to determine dynamic casts heat dump circuit for liquid gas turbine converter loop. According to this model was made difference model and developed a set of programs for which calculations were made (change of thermal power reset dual panel, depending on the time, the heating-through time of the metal panel and outcome at steady state heat transfer and other parameters).

The results of this paper help to understand how flows the heating of cooler-radiator's panels in this model and how its parameters change in time.

### References

[1] Koroteev A.S. Novyi etap razvitiya kosmicheskoy energetiki, Vestnik Rossiyskoy akademii nauk, 2012, vol. 82, no. 4.

[2] Favorskiy O.N., Fishgoyt V.V., Yantovskiy E.I. Osnovy teorii kosmicheskikh elektrotektivnykh dvigatel'nykh ustanovok; pod red. Favorskogo O.N., Moscow, Vysshaya Shkola, 1970.

[3] Vargaftik N.B. Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey. Moscow, Nauka, 1972.

## **Научно-исследовательские работы как основа создания газотурбинных двигателей**

Шмотин Ю.Н.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Разработка летательных аппаратов и силовых установок нового поколения в условиях жесткой конкуренции между ведущими авиационными державами мира невозможна без активного внедрения передовых достижений авиационной науки и технологии. Наука как сфера человеческой деятельности направлена на выработку и систематизацию объективных знаний о деятельности.

В ОАО «НПО «Сатурн» созданы и развиваются условия для выработки и систематизации новых знаний. Это требует проведения опережающего комплекса теоретических (НИР) и (или) экспериментальных научно-исследовательских работ (НИЭР) с целью изучения возможности получения обоснованных исходных данных, изыскания принципов и путей создания (модернизации) продукции.

Условия, созданные в НПО «Сатурн», для развития инноваций заключаются в том, что определены главные НИР (проекты), выделен бюджет, под каждый проект сформирована команда. Таких проектов сегодня пять: суперкомпьютерные технологии, «сухие» опоры, полимерные композиционные материалы, аддитивные технологии и высокотемпературные материалы. Данные НИР были определены как главные для развития продуктовых программ ОАО «НПО «Сатурн» по направлениям газотурбинных двигателей авиационного, морского и промышленного применения.

Важным фактором успеха при выполнении НИР является формирование развитой кооперации по каждому из научных направлений. В проекты вовлечены отраслевые институты, высшие учебные заведения, институты РАН. Реализуются совместные программы, в том числе и в рамках государственных образовательных и научных грантов, гранты ОАО «НПО «Сатурн» для лучших студентов, аспирантов, докторантов, проводятся олимпиады для школьников. ОАО «НПО «Сатурн» является участником рамочных научно-исследовательских программ Евросоюза. Малые и средние инновационные предприятия также становятся инструментом для интенсификации внедрения новых знаний в процесс создания газотурбинных двигателей нового поколения.

Сегодня в России платежи за право использования интеллектуальной собственности значительно превосходят поступления от продажи прав на использование интеллектуальной собственности. Это значит, что мы больше покупаем знаний, чем создаем их. В нашей стране требуется интенсификация научной деятельности. Без этого невозможно создание

новой конкурентоспособной продукции, особенно авиационных газотурбинных двигателей нового поколения. Эта задача стала одной из наиболее приоритетных задач в ОАО «НПО «Сатурн» в 2014-2015 году.

### **Research and development works as a basis for gas-turbine engines creation**

Shmotin Yu.N.

NPO “Saturn”, Rybinsk

Development of new-generation aircraft and propulsion systems in tough competition between the world leading aerospace states is impossible without active implementation of advanced achievements of aviation *science* and technology. *Science* as a sphere of human activity is directed to formation and systematization of objective knowledge about activity.

At NPO Saturn conditions for new knowledge formation and systematization have been created and are developed. This requires carrying out an advanced complex of theoretical (R&D) and (or) experimental *research work* for purposes of studying the possibilities of obtaining well-grounded initial data, searching principles and ways of product creation (modernization).

Conditions created at NPO Saturn for innovations development consist in that the main R&D activities (projects) have been defined, funds have been allocated, and a team for each project has been set up. There are five such projects: supercomputer technologies, “dry” supports, polymer composites, additive technologies, and high-temperature materials. These R&Ds have been defined as the main directions for development of NPO Saturn lines of activity concerning gas-turbine engines for aviation, marine and industrial application.

An important factor of success when carrying out R&Ds is formation of a developed cooperation in each of the scientific directions. The branch institutes, universities, RAN (Russian Academy of Sciences) institutes are involved in the projects. Joint programs are implemented, including those within the framework of government educational and scientific grants, NPO Saturn grants for best students, post-graduate students, doctoral students; Olympiads for schoolchildren are conducted. NPO Saturn is a participant of the European Union framework research programs. Besides, small and medium-sized innovation companies become instruments for intensification of new knowledge implementation in the new-generation gas-turbine engines development process as well.

Nowadays in Russia payments for the right to use the intellectual property significantly exceed the revenues from sales of the right to use the intellectual property. This means that we purchase more knowledge than create. We need to intensify the *scientific* work. Without it creation of new competitive

products, especially new generation aviation gas-turbine engines, is impossible. This task has become one of the priority tasks at NPO Saturn in 2014-2015.

**Физическое и вычислительного моделирование взаимодействия сверхзвуковых струй авиационных двигателей с газоотражающими щитами**

Засухин О.Н.<sup>1</sup>, Яковчук М.С.<sup>1</sup>, Кокошкин Р.Н.<sup>2</sup>, Тихомиров М.Е.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>ВОЕНМЕХ, <sup>2</sup>ГУАП, г. Санкт-Петербург

Для защиты персонала и техники от высокоскоростных и высокотемпературных струй двигателей при старте реактивного самолета используют газоотражающие щиты (ГОЩ). В данной работе совместно в рамках физического и вычислительного моделирования исследуется газодинамика взаимодействия сверхзвуковых струй с ГОЩ.

Физический эксперимент проводится для модельной установки (масштаб 1:20) и включает «холодные» продувки с визуализацией течения в окрестности ГОЩ с помощью саже-масляного покрытия. Экспериментальная модель состоит из двухсоплового блока – модели сопел авиационного двигателя с числом  $Ma = 2$ , и элемента позиции ГОЩ. В процессе продувок ГОЩ устанавливается под различными углами к подстилающей поверхности. Выявлено, что различные углы установки ГОЩ приводят к существенно различным структурам течений, как в окрестности растекания струй по поверхности ГОЩ, так и в ближнем и дальнем следе за ГОЩ.

Численное моделирование проводится в пакете вычислительной гидрогазодинамики на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, для замыкания которых применяются различные дифференциальные модели турбулентности. Расчеты проводятся на блочно-структурированных вычислительных сетках.

Для обоснованного выбора замыкающей модели турбулентности и размера вычислительной сетки предварительно решаются родственные осесимметричные тестовые задачи, для которых имеются экспериментальные данные. Наилучшее согласование расчетных и экспериментальных данных показала модель турбулентности SST. Размер трехмерной сетки с ранее определенным потребным шагом дискретизации по пространству составляет 3 млн. ячеек.

Результаты проведенного физического и вычислительного моделирования на примере пространственной визуализации течения показали хорошее согласование.

Для дальнейших исследований требуется решение сопряженной газодинамической и тепловой задачи о конвективном теплообмене

горячих струй с поверхностью ГОЩ с учетом моделирования системы охлаждения.

**Experimental and numerical simulation of the interaction between supersonic jet aircraft and jet blast deflector**

Zasuchin O.N.<sup>1</sup>, Yakovchuk M.S.<sup>1</sup>, Kokoshkin R.N.<sup>2</sup>, Tikhomirov M.E.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>VOENMEH, <sup>2</sup>SUAI, St. Petersburg

Jet blast deflector (JBD) is used to protect personnel and equipment from high-speed and high-temperature jet aircraft.

In this paper, physical and numerical simulation is used to investigate the interaction between supersonic air jets and JBD.

Physical experiment was performed for a model in a scale of 1 to 20.

Experiment includes a “cold” purge with visualization of the flow in the vicinity of JBD using soot-oil coating.

Experimental model consists of two nozzle unit – aircraft engine nozzle model with the Mach number of 2, and the element position JBD. JBD is positioned at different angles to the underlying surface, which leads to significantly different flow structure in the vicinity of the jet spreading over the surface of JBD, and in the near and far trace behind a JBD.

Simulation was done in CFD application, using the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. Various differential turbulence models were used.

Calculations were performed on a block structured computational grids.

To choose the turbulence model and the size of the computational grid, related axisymmetric test problems were solved and compared with available experimental data. The SST turbulence model has showed the best agreement between calculated and experimental data.

The three-dimensional grid with the previously defined sampling interval consists of 3 million cells.

The results of the physical and computational modeling as an example of the spatial visualization of the flow showed a good agreement.

Further studies should solve the adjoint gas-dynamic and thermal problem of convective heat transfer to the surface of the hot jets of JBD. This would require modeling based cooling system.

## **4. Системы управления, информатика и электроэнергетика**

### **4. Control Systems, Informatics and Electroenergetics**

#### **Особенности прогнозирования уровня электростатического поля вокруг самолёта по ранее измеренным значениям**

Александров А.А.

МАИ, г. Москва

Предлагается обеспечивать безопасность самолёта при полётах в условиях грозových фронтов, исключая попадание самолёта в зону повышенного электростатического поля. Реализация такого подхода приводит к необходимости измерять напряжённость электростатического поля вокруг самолёта во время полёта и по измеренным ранее значениям прогнозировать изменение напряжённости далее по маршруту.

Для определения наилучшего способа прогнозирования уровня напряжённости необходимо иметь представление о характере изменения напряжённости при полёте самолёта вблизи грозového фронта. Было выделено несколько сценариев: 1) маршрут полёта проходит в стороне от основных очагов грозového фронта, тогда напряжённость будет сначала возрастать, потом убывать; 2) маршрут проходит непосредственно через грозовой фронт, тогда напряжённость всё время будет возрастающей. В обоих случаях задачей системы, реализующей вышеобозначенный подход, является прогнозирования уровня напряжённости далее по маршруту с целью установить, будет ли этот уровень где-нибудь настолько высок, что это поставит под угрозу безопасность полёта.

Учитывается также и возможность движения грозových фронтов. Движение грозového фронта увеличит ошибку прогнозирования, но не исключит возможность такого прогнозирования, так как это движение происходит с меньшей скоростью, чем скорость полёта самолёта.

Исходя из всего этого, можно сделать заключение о характере изменения напряжённости электростатического поля: это медленно изменяющаяся величина с небольшим числом экстремумов или монотонная. Поэтому для прогнозирования её развития подходят самые простые методы экстраполяции функций, например, с использованием интерполяционного многочлена Лагранжа.

Экстраполяция с использованием этого метода в данном случае реализуется так. Происходит измерение напряжённости поля с

некоторым фиксированным шагом по времени. По нескольким последним измеренным значениям восстанавливается многочлен степени на 1 меньшей числа значений. Вычисляются значения этого многочлена при нескольких значениях времени, больших текущего. Если в какой-то из этих точек значение этого многочлена будет больше допустимого уровня напряжённости, то курс самолёта рекомендуется изменить. При каждом новом измерении напряжённости многочлен и его значения в таких точках пересчитываются. Так как напряжённость электростатического поля небыстро изменяющаяся монотонная величина, то достаточно выбрать 5-7 точек с интервалом 15-30 секунд.

Такая система позволит обеспечить прогнозирование уровня напряжённости на расстоянии до нескольких десятков километров.

### **Features of predicting the level of the electrostatic field around the aircraft on the previously measured values**

Alexandrov A.A.

MAI, Moscow

It is proposed to ensure the safety of aircraft when flying in a storm fronts through excluding aircraft hit a zone of higher electrostatic field. The implementation of such an approach leads to the need to measure the electrostatic field around the aircraft during flight, and using previously measured values to predict the change in intensity further along the route.

To determine the best way to predict the level of intensity necessary to have an understanding of the nature of the changes in intensity during the flight of the aircraft near the storm front. Has been allocated a number of scenarios: 1) flight route passes away from the kernels of storm front, then the intensity will first increase and then decrease; 2) The route passes directly through the storm front, then the intensity is increasing all the time. In both cases, the task of this approach expressed above, is the prediction of the level of intensity further along the route in order to determine whether this level somewhere so high that it will put at risk the safety of flight.

Also taken into account the possibility of movement of storm fronts. Movement storm front will increase the prediction error, but will not eliminate the possibility of such a prediction, as this motion occurs at a lower speed than the speed of flight of the aircraft.

For all these reasons, we can conclude about the nature of changes in the intensity of the electrostatic field: it is slowly changing value with a few of extrema or monotonous. Therefore, to predict its changing suited very simple methods of functions extrapolation, for example, by using the Lagrange interpolation polynomial.

Extrapolation using this method in this case is as follows. Periodically measured intensity of field with a fixed time step. Using of the last few



measured values restored polynomial of degree at least 1 number of values. Calculated values of this polynomial at several time moments in the future. If any value in these points of this polynomial will be more than acceptable level of intensity, it is recommended to change the course of the aircraft. With each new measurement of field intensity, polynomial and its values at these points are recalculated. Since the intensity of the electrostatic field is not quickly changing and monotonously, it is enough to select 5-7 points at intervals of 15-30 seconds.

Such a system will allow forecasting the level of intensity at a distance of up to several tens of kilometers.

**Обеспечение заданных характеристик устойчивости, управляемости и безопасности полета разработкой адаптивных алгоритмов управления боковым движением беспилотных летательных аппаратов**

Балыбердина А.В., Андронников С.Н.  
ЦАГИ, г. Жуковский

Приводятся результаты исследований по синтезу алгоритмов адаптивного управления боковым движением беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) обеспечивающих:

- - развязку каналов крена и рыскания, осуществляемую компенсацией угла скольжения выбором алгоритма управления рулем направления.
- - адаптивную настройку алгоритма управления элеронами, основанную на тестировании объекта управления импульсным воздействием элеронами при последующем анализе импульсной переходной характеристики по крену.
- - разработку алгоритмов ограничения предельных режимов (ОПР) в каналах крена и скольжения, построенных на временном прогнозе развития угла крена и скольжения.

**Maintenance of the set characteristics of stability, controllability and safety of flight by working out of adaptive algorithms of management by lateral movement of unmanned aerial vehicle**

Balyberdina A.V., Andronnikov S.N.  
TsAGI, Zhukovsky

Results of researches on synthesis of algorithms of adaptive management by lateral movement of unmanned aerial vehicle(UAV) the providing are resulted:

- An outcome of channels of a list and the roving, carried out by indemnification of a corner of sliding by a choice of algorithm of management of a direction wheel.
- Adaptive adjustment of algorithm of management ailerons, based on testing of object of management by pulse influence ailerons at the subsequent analysis of the pulse transitive characteristic on a list.
- Working out of algorithms of restriction of limiting modes (RLM) in channels of a list and the sliding, constructed on the time forecast of development of a corner of a list and sliding.

### **Внедрения неисправностей для анализа функционирования протокола HSRP при воздействии сбоев и отказов**

Балян А.В.

МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается методика анализа функционирования протокола HSRP.

Протокол HSRP (Hot Standby Redundancy Protocol) был разработан компанией Cisco Systems. Основной задачей и предназначением данного протокола является достижение высокого уровня доступности и отказоустойчивости шлюза по умолчанию. Для данной цели используется два или более маршрутизаторов или маршрутизирующих коммутаторов третьего уровня. Такая группа называется HSRP-группой. В HSRP-группе должен быть активный маршрутизатор и несколько резервных маршрутизаторов в горячем резерве. В случае неисправности активного маршрутизатора один из резервных маршрутизаторов берет на себя функции активного.

Для анализа функционирования работы протокола предлагается внедрять неисправности на разных уровнях стека TCP/IP в HSRP-группу, состоящую из разного количества маршрутизаторов. После внедрения неисправностей анализировать воздействия неисправностей и характеристики восстановления сети. Особенный интерес составляет изучение поведения протокола при разных уровнях загрузки сети.

### **Fault injection to analyze the functioning of the HSRP protocol under the influence of faults and failures**

Balyan A.V.

MAI, Moscow

In this paper, the technique of analyzing the functioning of the protocol HSRP is considered.

HSRP protocol (Hot Standby Redundancy Protocol) was developed by Cisco Systems. The main objective and purpose of this protocol is to achieve

high availability and fault tolerance of the default gateway. For this purpose, two or more routers or the third level routing switches are used. This group is called the HSRP group. In HSRP group must be the active router and some routers in the hot standby. In case of failure of the active router, one of the standby router becomes active.

For the analysis of the functioning of the protocol fault injection method at different levels of TCP / IP stack in the HSRP group consisting of different number of routers is proposed. After fault injection, analyze the impact of failures and recovery characteristics of network. In particular, it is interesting to study the behavior of the protocol under different levels of network utilization/charge.

### **Влияние конструктивно-технологических факторов изготовления пьезокорректора периметра малогабаритного лазерного гироскопа на величину его суммарных оптических потерь**

Борисов М.В.<sup>1</sup>, Черноморский А.И.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>МИЭА, <sup>2</sup>МАИ, г. Москва

Тенденции развития бесплатформенных инерциальных навигационных систем направлены на повышение точности их чувствительных элементов и уменьшение массогабаритных показателей. Целью работы является выявление причин изменения суммарных оптических потерь в кольцевом резонаторе малогабаритного лазерного гироскопа (МЛГ), обусловленных работой пьезокорректора (ПК) системы регулирования периметра (СП) МЛГ. Эти потери вносят существенный вклад в формирование погрешностей МЛГ, в частности, в величину порога синхронизации встречных волн в резонаторе.

При работе СП имеет место увеличение суммарных оптических потерь МЛГ, обусловленное смещением оптической оси кольцевого резонатора относительно центра селектирующей диафрагмы. Можно выделить две характерные причины, определяющие смещение оптической оси резонатора: неточное изготовление сферической поверхности и мембраны подложки зеркала ПК; нарушения в технологическом процессе сборки ПК.

Неточности изготовления сферической поверхности подложки зеркала приводят к переменности радиуса кривизны и к децентровке сферической поверхности относительно её оси симметрии. Неточности изготовления мембраны подложки зеркала, а также нарушения в технологическом процессе сборки ПК приводят к перекосу сферического зеркала. Все эти факторы определяют возрастание обратного рассеяния на селектирующей диафрагме, что, в свою очередь, предопределяет увеличение порога синхронизации встречных волн МЛГ, а в отдельных случаях и срыв лазерной генерации. С целью

минимизации перекоса сферических зеркал предложено исключить из конструкции ПК термокомпенсационные диски и элементы выставки натяга.

Разработана методика оценки изменений суммарных оптических потерь МЛГ на основе анализа отношений интенсивностей лазерного излучения в центрах кривых усиления. Предложена также методика оценки смещения оптической оси по результатам измерения оптических потерь на основной и поперечных модах колебаний на различных этапах сборки кольцевого резонатора. Выработаны критерии для отбраковки кольцевых резонаторов на ранних этапах производства МЛГ. Эффективность разработанных методик экспериментально апробирована.

**The influence of design and technological factors manufacturing  
controller of perimeter small-size laser gyro on the value  
of summary optical loss**

Borisov M.V.<sup>1</sup>, Chernomorskiy A.I.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>MIEA, <sup>2</sup>MAI, Moscow

Trends in the development of strapdown inertial navigation systems aim to improve the accuracy of the sensors and reduced weight and size. The aim is to identify the reasons for changes in the summary optical loss in the ring resonator small-size laser gyro (SSLG) due to work controller of perimeter (CP). These losses contribute significantly to the formation of the SSLG errors, particularly in the value of the threshold of synchronization of counterpropagating waves in the cavity.

When working CP has been an increase in the summary optical loss SSLG due to displacement of the optical axis of the ring resonator relative to the center of the selectivity of the diaphragm. We can distinguish two distinct reasons, determining the displacement of the optical axis of the resonator: inaccurate production of the spherical surface of the membrane and the mirror substrate CP; violations in the process build a CP.

Inaccuracies in the manufacture of a spherical mirror surface of the substrate leads to the variability of the radius of curvature and misalignment spherical surface relative to its axis of symmetry. Inaccuracies in the manufacture of the membrane mirror substrate, as well as irregularities in the process build the CP lead to imbalance of the spherical mirror. All these factors determine the increase in backscatter on the selectivity of the diaphragm, which in turn determines the increase in the threshold of synchronization of counterpropagating waves SSLG, and in some cases, the failure of lasing. In order to minimize skew spherical mirrors suggested that the design of CP disks, and the thermo-compensation elements exhibition tension.

Developed a method of assessing the changes of the total optical loss SSLG based on an analysis of the intensity ratio of the laser radiation in the centers of the gain curves. We also suggest a method of estimating the displacement of the optical axis by measuring optical loss on the main and transverse modes of oscillation in various stages of assembly of the ring resonator. The criteria for rejection of the ring resonators in the early stages of production SSLG. The effectiveness of the developed techniques experimentally tested.

**Синтез методом математического моделирования алгоритмов автоматического управления движением беспилотного дирижабля**

Васильева С.С., Терентьев В.М.  
КБПА, г.Саратов

В настоящее время с помощью движителей установленных вертикально, удалось решить задачу управления дирижаблем в вертикальной плоскости. Проблема состоит в управлении дирижаблем в горизонтальной плоскости, в частности на режиме висения. И если дирижабль к тому же беспилотный аппарат, то без поиска новых технических решений решить эту проблему не удастся. Как отмечается в некоторых источниках информации методы управления дирижаблем в горизонтальной плоскости в настоящее время только проектируются. Для управления в боковой плоскости необходимо создание управляющих сил и моментов и это необходимо в первую очередь для компенсации бокового ветра. Приемлемым вариантом создания таких сил является установка движителей вертолетного типа с автоматом перекоса, предложенным ДКБА.

В данном докладе на основании компьютерного моделирования пространственного движения дирижабля представляется структура алгоритмов автоматического управления автоматом перекоса, приводятся результаты математического моделирования стабилизации продольной скорости, стабилизации высоты, набора и снижения высоты по самолетному типу с помощью стабилизации угла тангажа, выхода на заданные значения угла крена, режимов набора высоты и снижения, стабилизации около нулевой скорости. Моделирование автоматического управления полетом дирижабля показало, что разработанные алгоритмы управления обеспечивают удовлетворительное качество выполнения указанных режимов полета. Алгоритмы управления маршевыми двигателями позволяют выполнять разгон и торможение дирижабля и стабилизировать заданную продольную скорость во время выполнения маневров. Алгоритмы управления стабилизирующими двигателями обеспечивают удовлетворительное качество выполнения подъема и снижения высоты по самолетному типу с помощью стабилизации угла

тангажа. Алгоритмы управления стабилизирующими двигателями позволяют выполнять выход на заданную высоту.

Результаты исследований показали, что алгоритмы управления стабилизирующими двигателями и управление автоматом перекоса позволяют выполнять выход на заданные углы крена и обеспечить режим разворота в горизонтальной плоскости.

### **Synthesis of algorithms of unmanned airship automatic control using mathematical model approach**

Vasilyeva S.S., Terentyev V.M.

Industrial Automatics Design Bureau JSC, Saratov

At the present time the task of control of airship movement in a vertical plane is completed by means of supplying the airships with thrusters set vertically. But there is still a problem unsolved that is about airship movement in a horizontal plane particularly in hover mode. If an airship is an unmanned aircraft the solution may be found only after introducing of new technological concepts. Some sources of information note that methods of airship lateral movement control are only under development. To ensure control of airship in horizontal plane it is necessary to generate controlling forces and torques that is either essential for crosswind compensation. An acceptable solution was provided by Dolgoprudny Design Bureau of Automatics that is to install thrusters of vertical type together with a swash plate.

This report contains swash plate automatic control algorithm structure that is based on a computer model of airship three-dimensional motion. The results of mathematical model of longitudinal speed stabilization, altitude hold, climb and descent in airplane mode using attitude control, climb and descent modes, stabilizing by reaching zero speed are also provided. Basing on the model of airship automatic flight control it is possible to claim that the algorithms ensure satisfactory operational performance in the flight modes mentioned above. Main propulsion rotor control algorithms are designed to allow an airship to perform acceleration, deceleration and sufficient linear speed stabilization during lateral maneuvering. Stabilizing the pitch angle stability guidance engines control algorithms ensure satisfactory operational performance of airship climb and descend in airplane mode. Stability guidance engines control algorithms enable an airship to perform capture of altitude.

In accordance with the results of the studies stability guidance engines and swash plate control algorithms make it possible to perform roll-angle capture and to ensure execution of turn mode in horizontal plane.

## **Построение ПНК мультироторного БПЛА с алгоритмическим резервированием корректора**

Пучков Л.Д., Гольцев В.Е., Жарков М.В.  
МАИ, г. Москва

Типовая структура пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) мультироторных БПЛА (МБПЛА) среднего и малого класса как правило предусматривает наличие в составе ПНК таких систем, как: БИНС на основе инерциальных МЭМС датчиков, приёмник спутниковой навигационной системы (СНС) и магнитный компас. Комплексование БИНС, СНС и магнитного компаса на основе методов оптимальной фильтрации позволяет получать точности достаточные для решения большинства задач, в которых применяются МБПЛА. Однако, существуют и такие варианты использования МБПЛА, при которых обозначенная типовая структура либо не может быть использована, либо не обеспечивает требуемой точности и надежности. К таким задачам относятся, прежде всего, задачи использования МБПЛА внутри помещений или в условиях плотной городской застройки. Очевидно, что в таких условиях использование приемника СНС не всегда возможно.

В докладе приводится возможный вариант построения ПНК МБПЛА с алгоритмическим резервированием корректора. Такое резервирование возможно из-за особенностей принципа передвижения самого МБПЛА. Скорость полёта может быть вычислена на основе данных о скорости вращения двигателей и данных об угловых параметрах ориентации. Информация о скорости, вычисленная таким образом может быть использована для коррекции БИНС при отсутствии спутниковых сигналов.

Реализация предложенного подхода на основе широко распространённого типа вычислителя Arduino стала возможной благодаря применению следующих алгоритмических решений:

- использование алгоритма аналитического расчета скоростей (АРС) по информации об углах ориентации МБПЛА, коэффициентах аэродинамического сопротивления и скоростях вращения двигателей;
- параллельная работа двух навигационных алгоритмов на одном вычислителе: курсогировертикаль/БИНС и АРС/курсогировертикаль;
- комплексная обработка информации на основе оптимального фильтра Калмана (ОФК);
- применение оптимизированной модели погрешностей БИНС в фильтре Калмана для реализации на маломощных вычислителях;
- специальная схема включения ОФК в систему, обеспечивающая пересчет угловых параметров на основе информации, выдаваемой БИНС с учетом оценок ошибок построения базового трехгранника, получаемых от ОФК.

Работа выполнена при поддержке грантов РФФИ 14-08-0108014-а и 13-08-01394-а.

### **Developing of a multirotor UAV flight-navigation complex with algorithmic corrector backup**

Puchkov L.D., Goltsev V.E., Zharkov M.V.  
MAI, Moscow

A typical structure of flight-navigation complex of a medium and small class multirotor UAV usually consists of strapdown INS(SINS) on the base of inertial MEMS sensors, a GNSS receiver and a magnetic compass. Integration of a strapdown INS with GNSS and a magnetic compass allows to achieve sufficient accuracy for most multirotor UAV applications. However, there are several other applications, where the mentioned structure is not available or does not provide sufficient accuracy and reliability. Such applications include indoor navigation and navigation in urban area. Obviously, in such circumstances, the usage of a GNSS receiver is often impossible.

A possible variant of developing of a multirotor UAV flight-navigation complex with algorithmic corrector backup is shown in the report. Such backup is possible due to specific movement dynamics of a multirotor UAV. Velocity could be calculated using the attitude data and engine rotation rate data. The calculated velocity information could be used for strapdown INS correction in case of GNSS signals absence.

Implementation of such flight-navigation complex on the basis of widely used Arduino Due development platform became possible due to the following algorithmic solutions:

- the usage of algorithm of velocity calculation (AVC) by attitude data, engine rotation rate data and drag coefficient data;
- a parallel realization of two navigation algorithms: AHRS/SINS and AVC/AHRS;
- complex information processing using the optimal Kalman filter;
- usage of an optimized strapdown INS error model for Kalman filter, allowing its usage in Arduino-type microcontrollers;
- a special Kalman filter including scheme, allowing recalculation of the attitude parameters on basis of information from SINS with attitude error estimation from Kalman filter.

The work was done with the support of RFFI 14-08-0108014-a and 13-08-01394-a grants.



## **Алгоритм гировертикали с адаптивной маятниковой коррекцией**

Качанов Б.О.<sup>1</sup>, Гришин Д.В.<sup>2</sup>, Бусурин В.И.<sup>2</sup>, Туктарёв Н.А.<sup>1</sup>,  
Кулабухов В.С.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ОАО МНПК «Авионика», <sup>2</sup>МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка алгоритма гировертикали на основе датчиков средней и низкой точности для применения в беспилотных летательных аппаратах (ЛА). Основная задача состояла в повышении точности существующих способов маятниковой коррекции гировертикали.

Основная проблема маятниковой коррекции гировертикали заключается в том, что при маневрировании ЛА моменты времени, когда статические оценки крена и тангажа обладают достаточной точностью, могут возникать недопустимо редко. В связи с этим предлагается адаптивный алгоритм, в котором коррекция выполняется практически непрерывно.

Алгоритм реализуется в виде фильтра Калмана, в котором коэффициент усиления изменяется с учетом текущих значений модулей перегрузки и угловой скорости. При этом происходит подавление влияния кажущегося ускорения, достаточное для обеспечения необходимой точности оценивания крена и тангажа. За счет этого зависимость маятниковой коррекции от вида движения ЛА ослабляется до уровня, позволяющего использовать датчики угловых скоростей и датчики линейных ускорений средней и низкой точности, в том числе датчики микромеханического типа. Особенностью алгоритма является необходимость его обучения на данных реальных полётов ЛА, на котором он будет использоваться.

Результатом выполненной работы является алгоритм гировертикали, обеспечивающий робастность алгоритма оценивания углов крена и тангажа по отношению к дрейфам гироскопов за счёт адаптации маятниковой коррекции к условиям полёта. Достоинством предложенного алгоритма является отсутствие накопления ошибок, обусловленных вредным влиянием упругих колебаний и вибраций.

Практическая ценность разработанного алгоритма заключается в возможности использования в курсовертикали микромеханических гироскопов, обладающих малыми габаритами, весом и потребляемой мощностью, но имеющих значительные дрейфы. Недостатком робастности являются ненулевые ошибки оценивания углов на переходных процессах движения аппарата.

## **An algorithm of gyroscopic vertical with adaptive pendulum correction**

Kachanov B.O.<sup>1</sup>, Grishin D.V.<sup>2</sup>, Busurin V.I.<sup>2</sup>, Tuktarjov N.A.<sup>1</sup>,

Kulabuhov V.S.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Avionica MRPC JSC, <sup>2</sup>MAI, Moscow

Goal of this work is to develop an algorithm of gyroscopic vertical based on low- and middle-accuracy sensors for using in unmanned aerial vehicles. The main purpose is to improve accuracy of existing pendulum correction methods of a gyroscopic vertical.

The main problem of the pendulum correction of a gyroscopic vertical is that when flying vehicle doing maneuver, moments of time when static estimations roll and pitch are sufficient occur unacceptable rarely. Due to this, the adaptive algorithm with a continuous correction is proposed.

The algorithm realized as Kalman Filter in which amplification factor changes with value of current modules of g-force and angle velocity. Meanwhile, influence of the apparent acceleration, enough for providing necessary accuracy of estimate pitch and roll, is suppressed. Due to this, influence of pendulum correction from kind of a flying vehicle movement reduces to level, allows using low- and middle-accuracy Angular Rate Sensor and Linear Acceleration Sensor sensors, including a micromechanical sensors. Feature of the algorithm is a necessity to training it at real flying vehicle flight data, where it will use.

The result of this work is the algorithm of gyroscopic vertical, which provide robustness estimation of the roll and pitch angles algorithm relative to drifts of the gyroscopes, by adaptation of the pendulum correction to flight conditions. The advantage of proposed algorithm is lack of accumulation of errors, caused by the harmful effects of elastic oscillations and vibrations.

The practical value of the algorithm is possibility to use micromechanical gyroscopes, which are small in size, weigh and power consumption, but have significant drifts. Disadvantage of robustness is a non-zero angle estimation error on transient motion of the apparatus.

### **Принцип парности, как основа методологии измерений**

Гузевич С.Н.

ГНИНГИ, г. С-Петербург

Без выполнения точных и достоверных измерений, ни какие проблемы аэрокосмического комплекса и описания физических процессов природы выполнены быть не могут. Целью данной работы является обоснование методологии точных измерений положения и линейных размеров объекта.

В работе на основе анализа результатов зрительных и физических измерений положения и размеров объектов выявлены основные

причины ошибок в модельном построении и описании физических измерений. Анализ правил измерений показал, что этот процесс состоит из этапа отображения и нормирования, который может осуществляться только для линейных элементов объекта и только на плоскости. Для этого как объект, так и измеритель должны быть отображены, как минимум двумя точками или прямыми линиями. Система координат должна обеспечивать описание модели и в пространстве и во времени. Требованиям описания в пространстве удовлетворяет стереоскопическая система координат, а в пространстве и во времени – парная проективная система координат. Показано, что использование постулатов лучевого распространения информации имеет точное физико-геометрическое обоснование только при применении парной проективной системы координат. Использование парной проективной системы координат устраняет логические ошибки, связанные с измерением угловых параметров в стереоскопической системе координат. Образы становятся геометрически абсолютно точными и достоверными.

Парная проективная система координат аналитическая, двух плоскостная, 4-х мерная система, которая обеспечивает пространственное модельное описание объекта во времени и пространстве. В ней параметр времени обеспечивает синхронизацию и равновесие волновых процессов между объектом и окружающей средой, создавая условия их аналитического описания в парной проективной геометрии, использующей зависимости, связывающие условия получения природных соотношений «золотого сечения».

Данные результаты подтверждены геометрическим выводом законов взаимодействия электрического и гравитационного полей объектов (закон Ньютона – Кулона), который является правилом геометрического среднего в парной проективной системе координат или правилом «золотого сечения». Литература:

Гузевич С.Н. // Электронный журнал «Прикладная геометрия» (МАИ), выпуск 10, №21 (2008), с. 29-38; выпуск 12, №24 (2010), с. 31-41; ), выпуск 12, №25 (2010), с. 47-59; выпуск 13, №28 (2011), с. 1-12. (0421100062\0009); выпуск 13, №28 (2011), с. 13 -29. ( 0421100062\0010).

### **Principle pairing, as the basis of measurement methodology**

Guzevich S.N.

GNINGI, St. Petersburg

Without performing accurate and reliable measurements, or what problems the aerospace complex and description of the physical processes of nature can not be made. The aim of this work is to study the methodology of precise measurements of the position and the linear dimensions of the object.

In this paper, based on the analysis of the results of visual and physical measurements of the position and size of the objects identified the main causes of errors in model construction and description of physical measurements. Analysis rules measurements showed that this process consists of a stage of normalization and display that can be performed only for the linear elements of the object, and only in a plane. For this purpose, both the object and the meter must be mapped to at least two points or straight lines. The coordinate system must provide description of the model both in space and in time. Requirements describe in the space satisfies the stereoscopic system of coordinates, and in space and time - steam projective coordinate system. It is shown that the use of postulates beam propagation information is accurate physical and geometric justification only in the application of steam projective coordinate system. Using a pair of projective coordinate system eliminates logical errors associated with the measurement of the angular parameters of the stereoscopic system of coordinates. Images are geometrically absolutely accurate and reliable.

Steam projective coordinate system analytic, two-plane, 4-dimensional system, which provides a spatial description of the object model in time and space. It enables you to synchronize the time parameter and the equilibrium wave processes between the object and the environment, creating conditions for their analytical description in a pair of projective geometry, using dependency binding conditions for obtaining natural relations "golden section".

These results were confirmed by the geometric derivation of the interaction of electric and gravitational fields of objects (Newton's law - Coulomb), which is the rule of the geometric mean of the pair of projective coordinate system or a rule of "golden section". Obtain the basic spatial and temporal parameters of motion of the Sun and the Earth.

### **Оценка влияния характеристик информационных систем на параметры группового самолетовождения**

Павлова Н.В., Видов К.С., Гусев Д.И., Харченко Д.Н.

МАИ, г. Москва

В задачи современных и перспективных комплексов бортового оборудования летательных аппаратов (ЛА) входит обеспечение совместного полета группы ЛА в ручном, автоматизированном и автоматическом режимах управления.

В основе построения режимов группового взаимодействия лежит работа систем межбортового обмена данными и измерения относительных координат ЛА группы. Характеристики работы подобных систем оказывают существенное влияние на допустимые

параметры относительного положения самолетов группы и их маневрирования.

Основными из этих характеристик являются:

- точность определения относительных координат при установившемся полете самолетов группы;
- точность определения относительных координат при относительном маневрировании самолетов группы;
- частота обновления параметров относительного положения;
- задержки и пропадания информации при межбортовом взаимодействии;
- ограничения взаимного положения и маневрирования самолетов группы, обусловленные необходимостью обеспечения устойчивого межбортового взаимодействия по радиоканалу.

Влияние указанных характеристик на параметры режима группового самолетовождения может оцениваться с использованием стендов математического моделирования полета группы ЛА на разных режимах, функциональные возможности которых могут расширяться добавлением моделей информационных систем в виде дополнительных программных модулей.

В составе стенда виртуального прототипирования разработаны модели информационных систем, позволяющие задавать параметры их работы в процессе моделирования и анализировать их влияние на движение ЛА в группе.

С использованием разработанных моделей проведены циклы моделирования на множестве характеристик работы исследуемых систем для различных условий группового полета.

Полученные в результате работы оценки влияния особенностей систем межбортового взаимодействия на параметры группового полета учитываются при разработке программно-алгоритмического обеспечения режима группового самолетовождения.

### **Evaluation of the influence of the characteristics of relative navigation systems on the formation flight parameters**

Pavlova N.V., Vidov K.S., Gusev D.I., Kharchenko D.N.

MAI, Moscow

One of the tasks of the current and future airborne equipment is providing formation flight in manual, automated and automatic control modes.

Relative navigation and inter-aircraft information exchange systems are the foundation for formation flight automation. Characteristics of such systems have a significant impact on the allowed settings of the relative position of the aircraft in formation and their maneuvering.

The main of these characteristics are:

- the accuracy of determining the relative coordinates in steady flight of airplanes in formation;
- the accuracy of determining the relative coordinates relative maneuvering flight of airplanes in formation;
- refresh rate of relative position data;
- delay and loss of inter-aircraft information;
- limitations of the relative position and maneuvering aircraft group, due to the need to ensure sustainable inter-aircraft interaction via radio.

The influence of these characteristics on formation flight settings can be estimated using mathematical testbed of formation flight in different modes. Additional software modules can extend the functionality of the testbed .

In virtual prototyping testbed environment models of information systems are developed. It allows us to set the parameters of their characteristics during modeling process and to analyze their impact on the movement of aircraft in the formation.

Many simulations performed using developed models on multiple conditions of the group flight and multiple characteristics of relative navigation systems.

The estimates of the relative navigation systems influence on the formation flight parameters are obtained. These results are used in the development of algorithms for the mode group flight.

### **Анализ иерархической информационной инфраструктуры аэропорта**

Далингер Я.М.

СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург

Развитие системы региональных авиаперевозок требует создания новых и модернизации имеющихся региональных аэропортов, что требует решения ряда задач, среди которых важное место занимает создание современных информационных систем. Особенность подобных систем заключается в интеграции большого количества взаимодействующих процессов, связанных с управлением полетом, обслуживанием пассажиропотоков, логистикой и т.д.

Имеющиеся информационные системы крупных аэропортов не всегда возможно масштабировать с целью снижения их избыточности, кроме того сложен процесс их адаптации и интеграции для каждого конкретного случая.

Исследования показали, что подобные многофункциональные системы целесообразно строить, используя логическую иерархическую архитектуру, которая позволяет выделять уровни и ветви, ответственные за информационное обслуживание однотипных функциональных задач, осуществлять их поэтапное наращивание без ущерба для других компонент архитектуры.

Также были проведены исследования особенностей работы иерархических систем, связанные с эффектами поглощения и тиражирования данных при передаче снизу вверх и сверху вниз, что изменяет нагрузку на оборудование и влияет на характеристики системы в целом.

Исследована зависимость функциональной надежности иерархической системы от надежности ее уровней.

Результатом проведенных исследований являются:

- - аналитические зависимости для вычисления интенсивностей потоков данных между уровнями системы и загрузки оборудования;
- - аналитические зависимости для выбора оптимальной стратегии резервирования элементов на различных уровнях;
- - рекомендации по поэтапному наращиванию функциональных возможностей и вычислительной мощности системы при сохранении непрерывности работы и достигнутых функциональных возможностей;
- - рекомендации по размещению информационных ресурсов в узлах системы.

Полученные результаты учитывают ограничения, связанные с финансовыми и материальными возможностями заказчика, позволяют построить план развития информационной инфраструктуры и информационной системы аэропорта с учетом заданных сроков проведения их реорганизации и перспектив развития.

### **Analysis of hierarchical information infrastructure of airport**

Dalinger I.M.

SPbGUGA, Saint-Petersburg

Development of regional air transportation system requires the creation of new and modernization of existing regional airports, which requires solving a number of problems, among which an important place is the development of a modern information systems. The main feature of such systems is the integration of a large number of interacting processes related to flight control, maintenance of passenger traffic, logistics, etc.

Existing information systems major airports is not always possible to scale to reduce their redundancy, additionally, the process of their adaptation and integration is difficult for each specific case.

Also studies of the work hierarchical systems were conducted associated with absorption effects and replicating data from the bottom up and top down, which changes the load on equipment and affects the characteristics of the system as a whole.

The dependence of the functional reliability of a hierarchical system from the reliability of its levels is investigated.

Results of the research are:

- - Analytical dependences for calculation of the intensities of data streams between the system levels and loading equipment;
- - Analytical dependences for selecting optimal strategy of redundancy elements at various levels;
- - Recommendations for the phased build functionality and computing power of the system while maintaining continuity of the work and the achieved functionality;
- - Recommendations for the placement of information resources in the system nodes.

The obtained results allow for the limitations of financial and material resources of the customer, allow to construct a plan of development of information infrastructure and airport information system with given the timing of their reorganization and development prospects.

### **Критерии выбора оптимальной чувствительности управления для современных магистральных самолетов**

Десятник П.А.

ЦАГИ, г. Жуковский

Представлены результаты теоретических и экспериментальных исследований по влиянию чувствительности в путевом канале управления на управляемость неманевренного самолета.

Путевая управляемость самолета изучена гораздо меньше продольной и поперечной управляемости. По-видимому, это обусловлено тем, что на воздушных участках движения самолета руль направления не рассматривается как основное средство управления самолетом (в обычном полете он либо вообще не используется, либо используется только для поддержания нулевого угла скольжения при входе в координированный вираж). К таким ситуациям относится, например, посадка с боковым ветром или с большим боковым отклонением от влетно-посадочной полосы (ВПП), когда из-за близости земли большие величины углов крена недопустимы и посадка возможна только с использованием руля направления.

Недостаточная путевая чувствительность управления вызвана, очевидно, тем, что отсутствуют надежные критерии и требования к выбору этих величин. Чувствительность управления существенно влияет на управляемость и безопасность полета современных неманевренных самолетов. Тем не менее, не существует подхода к выбору этих характеристик, а Стандарты содержат некоторые рекомендации по ограничению этих величин. При разработке самолета, характеристики выбираются эмпирическим способом, который не может гарантировать выбор оптимального значения из-за сложности процесса.



Проведенная работа, направлена на создание обширной экспериментальной базы данных по влиянию чувствительности управления на управляемость современного высокоавтоматизированного неманевренного самолета в путевом канале управления и на разработку критерия по выбору этих характеристик.

Представлены основные результаты работы:

- Разработан критерий по выбору чувствительности управления угловым движением для различных динамических характеристиках самолета и для различных характеристик загрузки педалей;
- Разработан критерий по выбору оптимального значения параметра  $\bar{M}_x^\beta$ , определяющего взаимосвязь поперечного/путевого каналов управления и чувствительность бокового перемещения.

### **Criterion to select optimum directional control sensitivity for modern transport aircraft**

Desyatnik P.A.  
TsAGI, Zhukovsky

Presented are the results of theoretical and experimental research of the effect of directional control sensitivity on transport aircraft handling qualities (HQ).

Directional control has not been studied as well as longitudinal or lateral control. This is due to the fact that the rudder is not considered to be the major controller in flight (it is used very rarely during “far-from-the-ground” flight, only to support zero sideslip in coordinated turn). But this very controller has to be used before landing, if there is a severe side wind or large lateral offset and altitude deficit. Large bank angles are not permissible at low altitudes, and the gust landing is possible to perform only with the help of rudder.

The inadequate in directional control is caused, eventually, by the lack of reliable criteria and requirements to directional handling qualities. Aircraft control sensitivity affects aircraft handling qualities and flight safety considerably. Nevertheless, there has not been a method to select these characteristics and the Standards contain only some limitations imposed on some of these characteristics. While developing the aircraft characteristics are typically selected empirically, which can not guarantee their being optimum while complicating the process of aircraft developing.

The work conducted is directed to collecting the extensive experimental database on the effect of control sensitivity on directional handling qualities of large transport aircraft, and to developing the criteria for these characteristics selection.

The main results of the work are as follows:

- HQ criteria are developed to select angular (yaw) control sensitivity as a function of directional dynamics and pedal feel system characteristics;
- HQ criterion is developed to select optimum values of parameter  $L_{\beta}$  determining lateral/directional dynamics and control sensitivity to lateral aircraft displacement.

### **О кинематическом конфигурировании силовых гиросистем**

Бычков И.В.<sup>1</sup>, Дружинин Э.И.<sup>1</sup>, Огородников Ю.И.<sup>1</sup>, Беляев Б.Б.<sup>2</sup>,  
Ульяшин А.И.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ИДСТУ СО РАН, г. Иркутск; <sup>2</sup>НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Традиционное конфигурирование силовых гиросистем, состоящих из двухстепенных силовых гироскопов – гироудинов, заключается в размещении осей вращения (прецессии) их гироскопов (гироскопов). Связывание Crenshaw J.W. коллинеарной пары гироудинов в "ножницы" (Two Scissored Pair Ensemble, Explicit Distribution [Crenshaw J.W., AIAA PAPER 73-895]) является, по сути, наложением кинематической связи на скорости прецессий синхронизируемых гироскопов. Целью такого конфигурирования было получение гиросистемы сравнительно нечувствительной к наличию так называемых сингулярных положений гироскопов. Однако J.W. Crenshaw не увязывал полученную конфигурацию с обеспечением управляемости объекта. Обеспечение же свойства управляемости в процессе вычислений, как показали наши исследования, гарантирует реализацию вычисленного закона управления и траектории без остановок и перестройки гироскопов.

Закон программного управления с такой беспроблемной реализацией в присутствии сингулярных состояний гиросистемы был получен в качестве решения двухточечной краевой задачи методом последовательной линеаризации уравнений движения. Одним из достаточных условий осуществимости и сходимости итерационных вычислений законов управления, нечувствительных к наличию сингулярных состояний гиросистемы, является обеспечение линеаризованного объекта свойством управляемости на каждой итерации. Поиск необходимой начальной итерации, запускающей процесс вычислений, привел к дополнительным условиям на конфигурирование гиросистемы. В дополнение к конечным геометрическим связям на размещение осей прецессии гироскопов, достаточно наложить связи на скорости прецессий гироскопов. Или более обще – ввести дифференциальные (кинематические) связи. Поскольку кинематика представляет собой геометрию движения, для определения расширенного конфигурирования логично использовать термин «кинематическое конфигурирование».

В настоящем докладе в качестве примера эффективности наложения кинематических связей демонстрируется решение задачи построения програм-многo закона гашения угловой скорости КА в рабочем и аварийном режимах. Помимо имеющегося самостоятельного значения эта задача является важной составляющей в алгоритме нового конечношагового расчета беспрoблемно реализуемого управления программным разворотом КА.

### **On Kinematic Configuration of Power Gyrosystems**

Bychkov I.V.<sup>1</sup>, Druzhinin E.I.<sup>1</sup>, Ogorodnikov Yu.I.<sup>1</sup>, Belyaev B.B.<sup>2</sup>,  
Ul'yashin A.I.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>IDSTU, SB of RAS, Irkutsk; <sup>2</sup>NPO named after S.A. Lavochkin, Khimki

Traditional configuration of power gyrosystems consisting of single-axis gyroscopes (gyrodines) implies location of the spin axes (precession) of their gyromotors (gyronodes). Tying the collinear pair of gyrodines into 'scissors' as per Crenshaw J.W. (Two Scissored Pair Ensemble, Explicit Distribution [Crenshaw J.W., AIAA PAPER 73-895]) is superimposing the kinematic link on the speeds of synchronized gyronodes precessions. The objective of such configuration was to obtain a gyrosystem relatively insensitive towards presence of the so-called singular positions of gyronodes. But J.W. Crenshaw did not relate the obtained configuration to ensuring the object controllability. Our studies have shown that ensuring the controllability property in the course of computations guarantees the realization of computed control law and trajectory continuously and without gyronodes restructuring.

The law of programmable control of such a problem-free realization in the presence of singular states of a gyrosystem was obtained as a solution of a two-point boundary value problem using the method of sequential linearization of the motion equation. Furnishing the linearized object with controllability property at each iteration is one of sufficient conditions for realizability and convergence of iterative computations of controllability laws insensitive towards presence of singular states of a gyrosystem. Search for the required initial iteration triggering the process of computations necessitated the additional conditions for the gyrosystem configuration. In addition to finite geometry links for location of gyronodes axes precession it suffices to superimpose the links on the gyronodes precessions velocity, or, in general terms, to introduce differential (kinematic) links. Considering that the kinematics constitutes the geometry of motion, then for defining the expanded configuration it makes sense to use the term of "kinematic configuration".

The present paper demonstrates the solution to problem of constructing the programmable law of dumping the angular velocity of the spacecraft in operating and emergency conditions as an example of efficiency of

superimposing the kinematic links. Along with the independent value this problem is an important component in the algorithm of a new finite-step computation of problem-free implemented control of programmable turn of the spacecraft.

**Выбор параметров при проектировании сверхпроводниковых синхронных генераторов с когтеобразными полюсами и постоянными магнитами для летательных аппаратов нового поколения**

Дубенский А.А.  
МАИ, г. Москва

Сверхпроводниковые синхронные генераторы (СПСГ) с когтеобразными полюсами (КП) и постоянными магнитами (ПМ) обладают преимуществами, позволяющими рассматривать эти генераторы в качестве источников электрической энергии на летательных аппаратах нового поколения, к которым можно отнести «полностью электрический» самолет. По прогнозным оценкам развития авиационно-космической электроэнергетики мощность единичного генератора для автономной энергетической установки ЛА может достигнуть нескольких мегаватт. Применяемые на сегодняшний день конструкции генераторов не удовлетворяют этому требованию, так как их единичная мощность ограничивается несколькими сотнями киловатт из-за конструктивных ограничений.

В литературе известны конструкции синхронных машин с когтеобразным ротором (классические синхронные машины с когтеобразными полюсами). Применение ПМ в когтеобразном роторе позволяет увеличить удельную мощность генератора и снизить его массу.

Магнитная цепь СПСГ с КП и ПМ существенно отличается от магнитных цепей классических синхронных машин. Помимо основного воздушного зазора, в рассматриваемой конструкции присутствует дополнительный воздушный зазор.

При проектировании рассматриваемых электрических машин возникает необходимость выбора конструктивных параметров, таких как относительная длина активной зоны и величина дополнительного воздушного зазора. Критерии выбора этих параметров для новой конструктивной схемы изменяются по сравнению с критериями, применявшимися при проектировании классических синхронных машин с когтеобразными полюсами.

**Parameters choice for design superconducting synchronous generators with claw-shaped poles and permanent magnets for new generation aircraft**

Dubenskii A.A., Penkin V.T.  
MAI, Moscow

Superconducting synchronous generators (SCSG) with claw-shaped poles (CP) and permanent magnets (PM) have the advantages allowing to consider these generators as sources of electric energy on new generation aircraft to which it is possible to carry "completely electric" the plane. On projections of development of aerospace power industry the power of the single generator for the aircraft's autonomous power source can reach several megawatts. The designs of generators applied today don't meet this requirement as their single power is limited to several hundred kilowatts because of constructive restrictions.

In literature designs of synchronous machines with claw-shaped rotor are known (classical synchronous machines with claw-shaped poles). Application of PM in claw-shaped rotor allows to increase the specific power of the generator and to reduce its mass.

The magnetic circuit of SCSG with CP and PM significantly differs from magnetic circuit of classical synchronous machines. Besides the main air gap, at the considered design there is an additional air gap.

At design of the considered electrical machines there is a need of a choice of design data, such as the relative length of an active zone and size of an additional air gap. Criteria of a choice of these parameters for the new constructive scheme of generators change in comparison with the criteria applied at design of classical synchronous machines with claw-shaped poles.

**Автоматизированная система контроля движения транспортных средств с использованием космической навигационной системы GPS**

Шестопалова О.Л., Жуматаева Ж.Е.  
МАИ, г. Байконур, Республика Казахстан

Следует отметить актуальность использования системы слежения за задействованными транспортными средствами организации, имеющей свой автомобильный парк. Спутниковое слежение позволяет оптимизировать маршруты движения, точно определить пробег, остановки, их продолжительность, простои с включенным и выключенным двигателем, несанкционированные рейсы, установить факты сливов топлива и т.д.

Основной принцип использования системы GPS – определение местоположения путём измерения расстояний до объекта от точек с

известными координатами – спутников. Расстояние вычисляется по времени задержки распространения сигнала от посылки его спутником до приёма антенной GPS-приёмника.

К рассмотрению предлагается автоматизированная система (АС), состоящая из следующих компонентов: программно-технический комплекс централизованного диспетчерского пункта; каналобразующая аппаратура; приборы и датчики контроля состояния автотранспорта (контроллеры, GPS-датчик, датчики уровня/расхода топлива, запоминающие устройства).

Программный продукт АС выполняет следующий перечень задач:

- осуществляет централизованный сбор и хранение данных с датчиков, установленных на транспортных средствах;
- предоставляет наглядную визуальную информацию о передвижении транспортных средств с привязкой к заданной местности;
- отображает полную информацию по выбранному транспортному средству;
- предоставляет возможность ввода и хранения всей возможной информации, относящейся к основной задаче мониторинга транспорта (маршруты, информация о рейсе, об экипажах, перевозимых грузах, перманентная информация о транспорте);
- отслеживает отклонения параметров транспортного средства от нормальных и выдает предупреждающие сообщения;
- использует математический аппарат нечеткой логики в системе поддержки принятия решения, которая оперативно уведомляет диспетчера, предлагая возможные варианты действий в случае возникновения нештатных и чрезвычайных ситуаций.

Внедрение данной системы позволит:

- обеспечить своевременное выполнение работ согласно графика;
- исключить нецелевое использование транспорта и ГСМ;
- предотвращать возникновение нештатных ситуаций;
- повысить эффективность работы организации.

### **The automated monitoring system of movement of vehicles with use of the space GPS navigation system**

Shestopalova O.L., Zhumatayeva Zh.E.

MAI, Baikonur, Republic of Kazakhstan

It is necessary to mark relevance of use of system of tracking the involved vehicles of the organization having the fleet of vehicles. Satellite tracking allows to optimize movement routes, precisely to define run, stops, their

duration, idle times with the switched on and off engine, unauthorized flights, to establish the facts of drainings of fuel, etc.

The basic principle of use of GPS system – position fix by measurement of distances to object from points with known coordinates – satellites. The distance is calculated on propagation delay time of a signal from sending by its satellite before reception by the GPS receiver antenna.

To reviewing the automated system (AS) consisting of the following components is offered: a software and hardware complex of the centralized control office; channeling equipment; instruments and sensors of monitoring of a status of a motor transport (controllers, GPS sensor, level/fuel consumption sensors, storage devices).

Software product of AS executes the following list of tasks:

- • realizes the centralized collection and data storage from the sensors set on vehicles;
- • provides evident visual information on movement of vehicles with a binding to the given terrain;
- • displays the complete information on the selected vehicle;
- • gives opportunity of input and storage of all possible information relating to the main objective of monitoring of transport (routes, information on flight, on crews, the transported loads, permanent information on transport);
- • traces deviations of parameters of the vehicle from normal and issues warning messages;
- • uses mathematical apparatus of fuzzy logic in decision-making support system which quickly notifies the manager, offering possible options of actions in case of origin of emergency and emergency situations.

Implementation of this system will allow:

- to provide timely execution of works according to the diagram;
- to exclude inappropriate use of transport and fuels and lubricants;
- to prevent origin of emergency situations;
- to increase overall performance of the organization.

### **Разработка системы структурной идентификации моделей газотурбинного двигателя с элементами системы компьютерной алгебры**

Капырин Н.И., Костюков В.М.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось обобщение подходов, применяемых для идентификации нелинейных моделей газотурбинных двигателей, и разработка алгоритма синтеза моделей для идентификации на основе априорных сведений из предметной области – физических взаимосвязей,

регрессионных зависимостей, прямого включения экспериментальных данных.

Первым этапом была произведена систематизация методов структурной идентификации, применяемых для сложных физических систем гетерогенной физической природы, с обратными связями программными компонентами (регуляторы, циклограммы). Подход, использованный для представления структуры модели для идентификации, опирается на принципы построения систем компьютерной алгебры – формирование абстрактного синтаксического дерева. Для выполнения автоматических преобразований этой структуры применяется язык gvrg. В рамках работы был создан набор алгоритмов, выполняющих формирование, преобразование, упрощения синтаксических графов. Рассматривается разница в эффективности между двумя реализованными порождающими алгоритмами – полиномиальному (комбинаторный метод группового учёта аргументов, МГУА) или дополненному данными предметной области (с включением конструкторских и экспериментальных данных, обобщённых путём многомерной регрессии методом наименьших квадратов, или разбиением модели на несколько состояний и автоматическому построению моделей для идентификации для каждого набора состояний отдельно).

Для апробации созданного алгоритма, для моделей созданных по обоим из порождающим правилам, производился структурный синтез и параметрическая идентификация модели. В качестве данных для идентификации используются смоделированные временные диаграммы работы газотурбинного двигателя, полученные при помощи модели более высокой степени детализации, не подходящих, однако, для идентификации из-за множественных линейных зависимостей между параметрами.

Результатом выполненной работы является метод представления исходных данных для синтеза нелинейных моделей идентификации, сами алгоритмы структурного синтеза моделей на основе обобщённого представления (полиномиальный МГУА) или на основе физического описания и конструкторских данных (дополненный МГУА). Алгоритм идентификации адаптирован для специфических видов характеристик и наборов символов и формул, встречающихся в области описания газотурбинных двигателей, однако может быть расширен на другие виды сложных физических систем.



## **A structural identification algorithm with computer algebra capacity for gas turbine engine models**

Kapyrin N.I., Kostukov V.M.

MAI, Moscow

This work is aimed at unifying several structural identification approaches, generally used for synthesizing non-linear gas turbine models, and is followed by the description of an new algorithm, aimed at using a priori structural data issued from domain knowledge – physical relationships, regression models, or direct insertion of experimental or simulated data.

The first contribution contains a generic description of some structural identification methods, in use for complex physical systems. These methods enter in the general framework of complex systems modeling, characterized by physical heterogeneity, feedbacks and software components (regulators, predefined sequences). Our approach to incorporating structural data is based upon a computer algebra system (CAS) design, where all relationships form an abstract syntax tree. Automated graph rewriting for this structure is done by means of scripts in the gvpr language. A set of algorithms was implemented, and subsequently used to generate, rewrite and simplify syntactic trees. The primary aim of using a generic approach to structural system representation, was to characterize the difference between two methods of identification: a polynomial synthesis method (combinatoric method of group data handling, GMDH) and an method augmented by domain knowledge (including design information and experimental data, either incorporated with the help of multidimensional polynomial regression based on the least-square method, or leading to a state decomposition, and synthesizing different models for different sets of states).

The validation of the augmented GMDH, developed in the second part of this work, a structural and parametric synthesis is automated for a gas turbine model, using simulated data from a higher-order model, unsuitable however for structural identification due to a high number of linear dependencies between parameters.

We finally present several results to this work – a framework for physical relationships representation, mixed with experimental data, all with the use of inhouse computer algebra functionality, and two algorithms of structural synthesis, one based on polynomial combinatorics and another incorporating heterogeneous domain knowledge (design, experimental and simulation data). The algorithm is designed for some specific forms of descriptions and design data, symbols and equations used, in textbook gas turbine engine descriptions, but it may be extended to describe forms of complex physical systems.

## **Разработка прикладного программно-математического обеспечения для поворотного стола ACUTRONIC AC1120S**

Карагин Н.А., Шуваев И.Н., Кошелев Б.В., Семенча М.В.

МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена глубокой модернизации программно-математического обеспечения (ПМО) стенда поворотного стола фирмы ACUTRONIC модели AC1120S, используемого для исследовательских испытаний модуля курсоверткали, входящего в новый пилотажный прибор разработки ЗАО «Аэроприбор-Восход».

Необходимость такой модернизации обусловлена выявленными недостатками штатного ПМО поворотного стола ACUTRONIC, которые заключались в частой потере связи между модулем управления и персональным компьютером, задающим режим испытаний и обрабатывающим выходные данные с модуля, а также неудобстве и сложности интерфейса ПМО. Помимо этого, были обнаружены и учтены некоторые особенности процессов управления параметрами движения поворотного стола и обработки выходных сигналов, в частности, неконтролируемые временные задержки отработки команд и снятия показаний.

Разработанное узкоспециализированное ПМО основано на документе «ASCII ObjectReference SERVOSTAR™ 300», описывающий команды управления поворотным столом. Были использованы внутренние алгоритмы модуля управления, что позволило произвести предустановку управляющих команд. В среде Delphi 7 на языке Pascal был написан ряд тестовых программ, позволивших выявить оптимальный алгоритм (набор команд) для задания необходимых видов движения.

Результатом работы является разработанное прикладное ПМО (оптимальный алгоритм и программное обеспечение) управления поворотным столом и получения данных с испытуемого изделия в режиме реального времени без участия оператора. Данное ПМО было успешно апробировано при оценке точностных характеристик модуля курсоверткали в испытательной лаборатории ЗАО «Аэроприбор-Восход».

### **Application Software for ACUTRONIC Rate Table**

Karagin N.A., Shuvaev I.N., Koshelev B.V., Semench M.V.

MAI, Moscow

The paper is devoted to deep applied software reengineering for the ratetable of the ACUTRONIC AC1120S testing bench used for research

testing of inertial reference module of a new flight instrument developed by the OpenJSCo “Aeroprivor-Voskhod”.

Necessity of such reengineering was due to revealed imperfections of standard Software for the ACUTRONIC AC1120S rate table that consisted in frequent interruptions in communication between control module and computer that defines the mode of testing and processes the data from IRS module under testing. Thesoftwareinterfacewasdifficultandnotsuitable. Besides, a number of peculiarities of processes in controlling parameters of rate table motion as well as those when output data processing, in particular, non-controlled time delays while command execution and data readings were performed.

The dedicated software was based on the «ASCII Object Reference SERVOSTAR™ 300» Document where all control commands were described. Internal algorithms of the control module were used to provide desired preset of control commands. A number of test programs in Pascal in Delphi 7 environmentwere developed to create an optimum algorithm (command sequence) for setting desired motion modes and parameters.

As a result of the work the applied dedicated software was developed (optimal algorithm and Appropriate Software) for controlling the rate table and obtaining valid data reading from the module under testing without operator participation. The applied dedicated software was successfully tested while evaluating performance of IRS module in research laboratory of the OpenJSCo “Aeroprivor-Voskhod”.

### **Синтез алгоритмов продольного управления транспортного самолёта короткого взлёта и посадки для режима автоматической посадки на короткую ВПП**

Кривчикова М.А., Тунцев В.А.

ЦАГИ, г. Жуковский

Проведён анализ аэродинамических характеристик транспортного самолёта короткого взлёта и посадки на короткую ВПП, показывающий необходимость комплексной системы управления. Проведены исследования по синтезу алгоритмов продольного управления транспортного самолёта для режима посадки на короткую ВПП.

- Синтезирован алгоритм управления рулём высоты в контуре угла наклона траектории, обеспечивающий заданные характеристики продольной устойчивости и управляемости самолёта.
- Синтезирован алгоритм управления тягой двигателя в контуре стабилизации скорости, учитывающий настройки параметров автоматизированной системы улучшения устойчивости и управляемости в канале руля высоты.

- Спроектирована комплексная система управления, одновременно стабилизирующая угол наклона траектории и скорость.
- Сформулированы предварительные условия устойчивости и управляемости транспортного самолёта короткого взлёта и посадки в случае многоконтурного управления траекторией полёта.

### **Synthesis of algorithms longitudinal control transport aircraft short-off and landing for automatic landing mode to a short runway**

Krivchikova M.A., Tuntsev V.A.

TsAGI, Zhukovsky

The analysis of the aerodynamic characteristics of a transport aircraft short takeoff and landing on a short runway, showing the need for a comprehensive management system. Studies on the synthesis algorithms longitudinal control transport aircraft for landing mode to a short runway.

- synthesized control algorithm wheel height in the loop path angle to provide the desired characteristics of the longitudinal stability and controllability of the aircraft.
- synthesized control algorithm the engine thrust in the loop speed stabilization, taking into account the settings of the automated system to improve stability and control in the channel of the elevator.
- designed according a complex control system, at the same time stabilizing path angle and speed.
- formulate preliminary conditions for the stability and controllability of transport aircraft short takeoff and landing in the case of multi-loop control the flight path.

### **Методика синтеза оптимального управления и траекторий в некоторых задачах вывода ЛА в заданные конечные условия**

Куланов Н.В.

ГосНИИАС, г. Москва

Рассматриваемые вопросы относятся к научному направлению математического проектирования систем управления подвижными объектами.

С необходимостью проектирования траекторий движения летательных аппаратов (ЛА) приходится сталкиваться при решении многих практических задач. К ним относятся задачи управления движением в районах аэродромов, аэрофотосъёмках участков местности, доставке грузов в труднопроходимые районы, выход в условия посадки на подвижную либо неподвижную полосу и множество ситуаций связанных с использованием информационных систем или средств поражения.

Хотя такая постановка задачи и не является новой, однако, в силу разных причин, до настоящего времени в открытой научной литературе практически отсутствуют примеры решения подобных задач для ряда важных типов конечных условий полёта ЛА.

Анализ множества практически важных постановок задач управления ЛА показывает, что конечные условия в них относятся к одному из трёх типов:

- Выход на заданную подвижную либо неподвижную линию;
- Выход на заданную дальность до подвижной либо неподвижной точки с заданным углом между векторами скорости и дальности;
- Выход по п.2 с дополнительно заданным направлением вектора скорости.

Одной из составляющих рассматриваемой методики является рациональный выбор для каждого типа конечных условий вида фазовых переменных, обеспечивающих возможность доведения процесса решения задачи до получения желаемых результатов. Этот выбор позволяют разработать конструктивную схему построения синтеза управления в рассматриваемом классе задач. В основе этой схемы лежит метод последовательного построения в фазовом пространстве некоторых множеств увеличивающейся размерности образованных траекториями, приходящими в конечные условия при выполнении вдоль каждой из них необходимых условий оптимальности.

При этом получается всё множество локально-оптимальных траекторий и обеспечивается определение среди них глобального оптимума.

Показана реализация предлагаемой методики при решении задач вывода ЛА в конечные условия с произвольного и заданного направлений, в том числе с учётом ветра, для некоторых типовых задач, таких как:

- доставка груза в заданную точку с заданного направления с выполнением пространственного манёвра;
- выход в условия посадки на подвижную и неподвижную полосу;
- перехват движущегося объекта;
- выход в условия проведения аэрофотосъёмки заданного участка местности;
- расчёт рубежей перехвата целей при заданном рубеже оповещения (и обратная задача).

## **Method of optimal control and trajectories synthesis in some problems of output aircraft in specified end conditions**

Kulanov N.V.  
GosNIIAS, Moscow

Matters under consideration are applied to scientific research area of mathematical control system designs of mobile objects. With need motion trajectories design of aircraft we has to clash when solving the many practical tasks. Among this are the problems by the aerodrome control, sites aerial survey of area, delivery of cargo in almost impassable regions, the ouput in conditions of landing on movable or the stationary strip and the situations multiplicity by the connected with the use of information systems or decimators. Although such problem formulation and is not a novelty, however, by force of various reasons, until now in the open the scientific literature the examples ofsimilar problems solution for a number of essential types of finite flight conditions aircraft is practically absent. The item set analysis of nitty-gritty problem formulation aerospace guidance shows that end condition in them are applied to one of three types:

1. Output on specified movable or stationary line;
2. Outputon specified distance up to movable or fixed point with specified by the angle between velocity vectors and distance;
3. Outputunder item 2 with additionally given direction of velocity vector.

One of composing is considered method is the rational option for each type of end conditions of type of phase variables, the enabling process bringing of problem solution pending receipt desired results. This option make it possible to develop the design circuit of control synthesis in is considered class of problems. In the basis of this circuitry rests the method of sequential inference in gamma space of some of the multiplicity increasing dimensionality of formed by trajectories, coming in end conditions when performing the along each of them necessary conditions for optimality. In this case there develops all multiplicity of local-optimal trajectories and is provided determination among them absolute optimum. Implementation proposed method when problem solution of output aircraft in end conditions with arbitrary and given directions, including with wind finding, for some generic tasks, such as is shown:

- delivery of cargo in the given point with given direction with performing of space maneuver;
- Outputin condition of landing on movable and stationary strip;-interception moving object;
- Outputin realization condition of aerial survey specified area site;
- borders calculation of target interception at given the warning border ( and inverse problem ).

## **Математическое моделирование комплексных характеристик энергоэффективного силового привода**

Куликов Н.И., Макаренко А.В.

МАИ, г. Москва

В докладе приведены результаты математического моделирования статических и динамических характеристик нового типа электрогидравлического привода, построенного на основе волновой передачи с телами качения. Энергоэффективный силовой привод состоит из электродвигателя, волновой передачи шариковой (роликовой), гидродвигателя, силового подшипника и корпуса. Все элементы привода функционально взаимосвязаны.

На основании выбранных значений были получены комплексные параметры привода и нагрузки на выходном валу, необходимые для построения развернутой компьютерной модели в программе Simulink пакета MATLAB 6.5. Характерной особенностью построенной модели электрогидравлического привода является наличие двух подсистем: электрогидравлической, состоящей из маломощного управляющего электродвигателя с распределительным валиком, и гидромеханической, включающей блок цилиндров и волновую передачу.

Анализ статических характеристик электромеханической подсистемы привода позволяет сделать вывод, что при изменении напряжения на управляющем электродвигателе ДБМ-40-0,025-4-3 от 0 В до  $\pm 27$ В угловая скорость распределительного валика колеблется в диапазоне  $-100 \dots +100$  рад/с, исследование гидромеханической подсистемы показывает, что для обеспечения требуемой скорости выходного вала привода в диапазоне  $-5,3 \dots +5,3$  рад/с распределительный валик должен вращаться со скоростью  $-80 \dots +80$  рад/с. Следовательно электромеханическая подсистема привода обеспечивает вращения распределительного валика с большим запасом скорости. Исследование динамических процессов в обеих подсистемах показывает: время переходного процесса в гидромеханической системе составляет 1,5 секунды, в электрогидравлической системе переходной процесс завершается за 0,9 секунды. Электромеханическая подсистема обладает большими запасами по фазе и амплитуде по сравнению с гидромеханической. Добиться улучшения динамических характеристик гидромеханической системы привода позволяет уменьшение объема волнообразователя при нейтральном положении всех поршней на 15...20%. Переходный процесс привода в целом составляет 1.2 секунды, что открывает возможность дальнейшего динамического совершенствования приводной системы.

Проведенный анализ статических и динамических характеристик энергоэффективного силового привода свидетельствует о

дополнительных возможностях по улучшению массогабаритных и динамических характеристик приводной системы.

### **Mathematical modeling of complex characteristics of the energy effective power drive**

Kulikov N.I., Makarenko A.V.

MAI, Moscow

Results of mathematical modeling of static and dynamic characteristics of new type of the electrohydraulic drive constructed on the basis of wave transfer with swing bodies are given in the report. The power effective power drive consists of the electric motor, wave transfer ball (roller), a hydraulic engine, the power bearing and the case. All elements of the drive are functionally interconnected.

On the basis of the chosen values complex parameters of the drive and loading on day off to a shaft, necessary for creation of the developed computer model in the Simulink program of a MATLAB 6.5 package were received. Characteristic of the constructed model of the electrohydraulic drive is existence of two subsystems: electrohydraulic, consisting of the low-power managing director of the electric motor with the distributive roller, and hydromechanical, turning on the block of cylinders and wave transfer.

The analysis of static characteristics of an electromechanical subsystem of the drive allows to draw a conclusion that at change of tension on the operating DBM-40-0,025-4-3 electric motor from 0 V to  $\pm 27$ B the angular speed of the distributive roller fluctuates in the range of -100 ... +100 is glad / with, research of a hydromechanical subsystem shows that for ensuring the demanded speed of an output shaft of the drive in the range of -5,3 ... +5,3 is glad / about the distributive roller has to rotate with a speed of -80 ... +80 is glad / to page. Therefore the electromechanical subsystem of the drive provides rotations of the distributive roller with a large supply of speed. Research of dynamic processes in both subsystems shows: time of transition process in hydromechanical system makes 1,5 seconds, in electrohydraulic system transitional process comes to the end in 0,9 seconds. The electromechanical subsystem possesses large supplies on a phase and amplitude in comparison with the hydromechanical. Reduction of volume of a vawemaker at neutral position of all pistons on 15 ... 20% allows to achieve improvement of dynamic characteristics of hydromechanical system of the drive. Transition process of the drive in general makes 1.2 seconds that opens possibility of further dynamic improvement of driving system.

The carried-out analysis of static and dynamic characteristics of the power effective power drive testifies to additional opportunities for improvement of mass-dimensional and dynamic characteristics of driving system.



## **Эффективность методов индикации аварийных дуговых разрядов в авиационных системах постоянного тока**

Машуков Е.В., Куликовский К.В.

МАИ, г. Москва

Аварийные дуговые разряды (АДР) параллельного типа, возникающие при коротких замыканиях оголённых проводов с конструктивными деталями фюзеляжа самолёта, могут быть обнаружены и ликвидированы транзисторными аппаратами защиты и коммутации (АЗК), имеющими функцию непрерывного ограничения токов в нагрузках ёмкостного характера.

Известные методы индикации последовательной дуги базируются либо на обнаружении её характерных особенностей (наличии интенсивного шума в широком диапазоне частот, рекурсивности, хаотичных изменений параметров шума и др.), либо на обнаружении ненормальных отклонений в интегральных параметрах электрических процессов в цепях нагрузок.

В любом варианте, при выборе метода индикации дуги, приходится учитывать свойства сети конкретного объекта и свойства электрических нагрузок системы, а также влияние помех, присутствующих в сети.

Изучив существующие технические решения, а также патентные заявки, был проведен анализ эффективности методов индикации АДР. Среди них выделены основные, показывающие наилучшие результаты:

«Индикация по уровню шума», «Индикация по наличию широкополосного шума», «Индикация хаотичности в пульсациях тока дуги», «Индикация дуги по факту её рекурсивности», «Индикация с применением спектральных методов анализа», «Индикация по процессу начала дугообразования», «Индикация дуги по наличию пульсаций напряжения на дуге», «Индикация дуги по сравнению с эталонными процессами».

По итогам анализа наибольшего внимания заслуживает «Метод индикации дуги по сравнению с эталонными процессами».

Метод основан на непрерывном сравнении текущих процессов с эталонными, которые синтезируются с применением моделей нагрузок. Основные достоинства – применимость к любым типам нагрузок, отсутствие необходимости анализировать пульсации дуги и сети. Основные недостатки – отсутствие универсальности к нагрузкам, необходимость в наличии библиотеки нагрузок в составе «памяти» защиты. Метод трудно использовать в бытовых СЭС, где возможна частая смена потребителей. Метод требует настройки параметров защиты при смене номиналов тока нагрузок, а также введения дополнительных поисковых алгоритмов для отслеживания изменений

внутренних параметров нагрузок (выходной мощности ИВЭ РЭА, моментов сопротивления на выходе электроприводов).

В дальнейшем авторы доклада планируют получить универсальный алгоритм индикации АДР, учитывающий недостатки существующих алгоритмов, с возможностью его универсального применения в авиационных сетях электроснабжения.

### **Effectiveness of indication methods of emergency arcing in aircraft electrical nets**

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

Parallel type emergency arcing, which appear during short circuit of uninsulated wares with constructive details of airplane fuselage, which can be recognized and interrupted by power controllers, which have functions of current limit in condenser load.

There are methods of series arc detection which are based either on detection its main characteristics such as intense noise in wide frequencies range, recursivness, chaotic varieties of noise etc., or o detection of unnormal deviation in integrated parameters of electrical processes in loads.

Anyway, when you choose a method of arcing indication you have to take into account electrical net characteristics of each object and characteristics of loads as well as influence of interferences of the net.

Having learnt some technical solutions and patents, analyze of effective methods of arcing indication was made. There are the main methods: "Indication by level of noise", "Indication by wide-band of noise", "Indication of chaotic pulse arc current", "Indication of arcing by its recursivness", "Indication with spectral analyze", "Indication with the beginning of arcing process", "Indication by pulsation of arcing voltage", "Indication of arcing compared with reference condition".

As a result of the research, would like to tell about the most universal method of all of them. It is "Indication of arcing compared with reference condition".

This method is based on comparison of electrical processes with base ones, which are synthesized with the help of models of loads. The main advantages are: setting to any types of load, it is not necessary to analyze pulse of arc or net current. The disadvantages are: this method is not universal to loads, it is necessary to have load libraries in the memory of controller. It is difficult to use this algorithm in house application because of different loads. This method needs to set parameters of defense limit of current variation, also it needs to addition of algorithm search for changing of load parameters such as output power of power suppliers and electrical motor resistance moments.

All in all authors of this report are planning to get an universal algorithm of arcing indication without disadvantages which other methods have, for its universal using in aircraft electrical nets.

### **Анализ влияния дестабилизирующих факторов на характеристики преобразователя ускорения на основе оптического туннельного эффекта**

Коробков В.В., Наинг Ту Лвин, Бердюгин Н.А.  
МАИ, г. Москва

В настоящее время измерение ускорения играет важную роль в системах автоматического управления летательных аппаратов. Информация об ускорении позволяет сделать более эффективным процесс управления и обеспечить улучшение характеристик объекта. Для измерения ускорения в условиях помех можно построить преобразователь на основе оптического туннельного эффекта (ОТЭ) в системе «призма полного внутреннего отражения – пластина», выполненной из плавленого кварца.

Исследован преобразователь ускорения для пассажирского самолета с рабочим диапазоном до 10g. Воспринимающий элемент такого преобразователя ускорения выполнен в виде четырехлучевого элемента. Для преобразователя ускорения для случая полного внутреннего отражения определена зависимость выходного напряжения  $U=f(a)$  от воздействующего ускорения при начальном зазоре  $d_0=0.87$  мкм, длине лучей  $l=5$  мм, ширине лучей  $b=2$  мм, толщине лучей  $h=200$  мкм, показателе преломления призмы  $n_1=1,46$ ; длине волны света  $\lambda=1,3$  мкм; показателе преломления воспринимающего элемента  $n_3=1,46$ ; разделительной среде – воздухе ( $n_2 \approx 1$ ); угле падения  $\theta=50^\circ$ .

Под действием дестабилизирующих факторов чувствительность и другие параметры такого преобразователя ускорения могут существенно изменяться. Исследовано влияние температуры и поперечного ускорения на характеристики преобразователя ускорения на основе ОТЭ. Погрешность преобразователя четырёхлучевым элементом зависит от температурных изменений модуля упругости его материала. При изменении температуры в диапазоне от  $-50^\circ\text{C}$  до  $+50^\circ\text{C}$  погрешность преобразователя ускорения составляет менее 0,5% при ускорении 5g.

Моделирование показало, что при использовании структуры воспринимающего элемента преобразователя ускорения с четырёхлучевым элементом, влиянием поперечного ускорения можно пренебречь. Так, под действием поперечного ускорения возникают силы сжатия-растяжения и изгиба различных лучей в плоскости воспринимающего элемента. По результатам анализа структуры

преобразователя ускорения четырехлучевым элементом его характеристики слабо зависят от поперечного ускорения, так как возникающая из-за этого максимальная боковая сила меньше, чем критическая сила Эйлера, в диапазоне поперечных ускорений от  $-10g$  до  $+10g$ .

**Analysis of the influence of destabilizing factors on the characteristics of acceleration transducer based on the optical tunneling effect**

Korobkov V.V., Naing Htoo Lwin ., Berdyugin N.A.

MAI, Moscow

At the present time measurement of acceleration is very important in automatic control systems of aircraft. Information about acceleration allows to obtain more efficient process control and to improve the characteristics of the object. To measure the acceleration in presence of noise it is possible to develop a acceleration transducer based on the optical tunneling effect (OTE) in the system "total internal reflection prism - plate" made up of fused silica.

The research of such acceleration transducer for civil aircraft with an operating range of 0 to  $10g$  is carried out. The sensing element of the acceleration transducer is designed as a four beam element. In case of total internal reflection for such a transducer the dependence of the reflectivity on the output voltage  $U = f(a)$  is defined with following design parameters: initial gap  $d_0 = 0.87 \text{ mm}$ , length of beam  $l = 5 \text{ mm}$ , width of beam  $b = 2 \text{ mm}$ , thickness of beam  $h = 200 \text{ }\mu\text{m}$ , index of refraction  $n_1 = 1,46$ ; wavelength  $\lambda = 1,3 \text{ }\mu\text{m}$ ; refractive index of the sensing element  $n_3 = 1,46$ ; medium of gap - air ( $n_2 \approx 1$ ); the angle of incidence  $\theta = 50^\circ$ .

Under the influence of destabilizing factors, sensitivity and other parameters of the acceleration converter may vary significantly. The influence effect of temperature variation and the influence effect of lateral on acceleration transducer based on the OTE are considered. Accuracy (error) of the transducer with four beam element as sensing element depends on the temperature changes of the elastic modulus of its material. Within the temperature range from  $-50^\circ\text{C}$  to  $+50^\circ\text{C}$ , error of acceleration transducer is less than 0.5% under  $5g$  acceleration.

The modeling showed that with the use of the four beam element sensing element structure of the acceleration transducer the influence of lateral acceleration can be discarded. Therefore, under the influence of lateral acceleration compression-tension and bending forces arise the various beams in the plane beam of sensing element. According to the analysis of the structure of the acceleration converter with a four beam element its characteristics are weakly affected by the lateral acceleration as the maximum lateral force due to its exposure is less than Euler's critical force within the dynamic range of lateral acceleration from  $-10g$  to  $+10g$ .

## **Оценка надежности системы электроснабжения аэропорта гражданской авиации**

Марасанов П.О.  
МГТУГА, г. Москва

Современный аэропорт является ключевым элементом авиационного транспорта. Безопасность производства полетов гражданской авиации зависит от ряда показателей, а надежность системы электроснабжения аэропорта является одной из них. Уровень надежности системы электроснабжения определяется взаимодействием структурных элементов. В докладе приведены количественные показатели надежности системы электроснабжения аэропорта гражданской авиации, системные и несистемные факторы, которые влияют на значения показателей. Проанализированы положения нормативных документов для проектирования структурных элементов системы. Рассмотрены факторы, которые определяют условия применения математических моделей для получения значений показателей надежности.

### **Reliability assessment airport systems of power supply**

Marasanov P.O.  
MSTUCA, Moscow

The modern airport is a key element of an civil aviation. Safety of flights of civil aviation depends on a number of indicators, and reliability power supply system the airport is one of them. Level of reliability system of power is defined by interaction structural elements. In report are considered questions of quantitative indices of reliability. Also conditions of application of mathematical models are considered.

### **Подготовка материалов измерений к получению взаимных характеристик**

Маслов Г.А., Лапушкин В.Н.  
МАИ, г. Москва

При рассмотрении записанных вибрационных характеристик ЛА обнаруживается значительное количество «выпадающих» значений, возникающих вследствие воздействия шумов, помех, активных резонансов конструктивных элементов и т.п. Таким образом, при обработке записей таких сигналов может быть допущена неверная трактовка результатов измерений. Возникает необходимость в подготовке материалов измерений к обработке. В докладе предложены последовательность и меры, необходимые для получения взаимных характеристик.

Уровень сигналов и их характер задаются различными источниками вибрации на протяжении всего времени записи. Поэтому необходимо разделить всю запись сигналов на промежутки действия определенных источников. Это лучше всего сделать с использованием графика зависимости среднеквадратической величины сигнала от времени.

Также необходимо оценить частотные составляющие записанных характеристик исследуемых вибрационных сигналов. Таким образом вычисляются энергетические и амплитудные спектры, позволяющие сравнить входные и выходные процессы.

Отделить помехи от аппаратуры в записанных сигналах предполагается методом фильтрации. Возможность применения математической фильтрации по реализации зависит от корреляционной функции, которая при достаточно больших значениях имеет устойчивый периодический характер.

На фоне широкополосных спектров сигнала действуют моногармонические и полигармонические составляющие. Влияние шумов на результаты измерения и конкретно на гармоническую составляющую можно увидеть на функции когерентности.

Таким образом, подготовка материалов измерения будет состоять из:

- определения промежутков действия определенных источников;
- оценки частотной структуры характеристик;
- фильтрации сигналов от помех;
- выявления гармонических составляющих.

В заключении стоит отметить следующее: подготовив результаты измерения к получению взаимных характеристик предложенным способом, необходимо в дальнейшем обрабатывать и отфильтрованные, и неотфильтрованные сигналы, т.к. исходные записанные характеристики могут содержать составляющие, возникающие не только из-за помех аппаратуры, но и из-за действия какого-либо источника вибрации.

### **Preparation of materials measurements to obtain mutual characteristics**

Maslov G.A., Lapushkin V.N.

MAI, Moscow

When considering the recorded vibration characteristics LA detected significant amount of "falling" values resulting from exposure to noise, interference, resonance active structural elements, etc. So, the processing records these signals can be tolerated wrong interpretation of measurement results. There is a need to prepare materials for processing measurements. The report suggested the sequence and the measures necessary for the mutual characteristics.

The signal level and character the various sources of vibration are given during recording time. Therefore it is necessary to divide the whole record signals at intervals of the effects of certain sources. This is best done using a plot of the RMS value of the signal from time to time. It is also necessary to evaluate the frequency components of the recorded characteristics of researched vibration signals. So calculated power and amplitude spectra that compare the input and output processes. Separate the noise from the equipment in the recorded signals is supposed by filtration. The possibility of applying mathematical filtering implementation depends on the correlation function, which for sufficiently large values of has a stable periodic character. On the background of the broadband signal spectra are monoharmonic and polyharmonic components. Influence of noise on the measurement results, and specifically a harmonic component can be seen on the coherence function.

So, preparation of materials measurement will consist of:

- identifying gaps effect of certain sources;
- evaluation of the frequency characteristics of the structure;
- filtering of signals from noise;
- identify harmonic components.

In conclusion it is worth noting the following: preparing to receive the measurement results of mutual characteristics by proposed method need to be further processed filtered and unfiltered signals, because original recorded characteristics can contain components arising not only because of the interference apparatus, but also due to the action of a vibration source

### **Разработка программного комплекса для исследования алгоритмов решения задач маршрутизации полета беспилотного летательного аппарата**

Чинь В.М.<sup>1</sup>, Моисеев Д.В.<sup>1</sup>, Мозолев Л.А.<sup>1</sup>, Фам С.К.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>ГТУ им. Ле Куй Дона, г. Ханой

Априорное формирование маршрута полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА) является одной из актуальных задач, решаемых как в процессе эксплуатации, так и в процессе создания БПЛА. Для решения задач маршрутизации полета применяется широкий спектр методов и алгоритмов. При этом постоянно возникает вопрос об анализе их работы и сравнении эффективности. Разрабатываемый программный комплекс предоставляет такую возможность. Он, в частности, позволяет:

- формировать варианты целевой обстановки;
- решать задачи маршрутизации различных типов;
- рассчитывать оценки вычислительной эффективности различных алгоритмов и методов решения задач маршрутизации;

- визуализировать процесс и результаты решения.

Программный комплекс реализован в среде Matlab. Для иллюстрации работы комплекса приведены результаты сравнения двух алгоритмов составления замкнутого маршрута полета. Оба алгоритма предусматривают решение задачи коммивояжера методами линейного целочисленного программирования с булевыми переменными. Первый использует сравнительно новую методику последовательного исключения подциклов [1]. Второй предусматривает классическое одномоментное добавление ограничений, исключающих подциклы [2].

На основе полученных статистических оценок быстродействия было выявлено преимущество первого алгоритма маршрутизации, который даже для случаев 40 - 50 точек связываемых маршрутом обеспечил устойчивую работу без критического роста времени вычислений. Второй алгоритм уже при 11 - 12 точках выходил на пределы своих возможностей. Дальнейшее развитие комплекса авторы связывают с расширением библиотек алгоритмов маршрутизации и тестовых задач, а также совершенствованием интерфейса комплекса.

Литература.

1. 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.

2. Сигал И.Х., Иванова А.П. Введение в прикладное дискретное программирование: модели и вычислительные алгоритмы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003, 240с.

### **Development of software complex for the study of algorithms for solving flight routing problems of unmanned aerial vehicle**

Trinh V.M.<sup>1</sup>, Moiseev D.V.<sup>1</sup>, Mozolev L.A.<sup>1</sup>, Pham X.Q.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>MAI, Moscow; <sup>2</sup>Le Quy Don University, Hanoi

Priori formation of flight route of unmanned aerial vehicle (UAV) is one of the most urgent problems that solved in the process of exploitation and in the process of creation of UAV. Many methods and algorithms are used to solve flight routing problems. In this is always the question about the analysis and comparison of their work efficiency. The developed software complex affords the such possibility, it allows to:

- generate variants of the target function;
- solve the different types of routing problems;
- analyze computational efficiency of different algorithms and methods of solving the routing problems;
- visualize the process and results of the decision.



Software complex implemented in Matlab. To illustrate operation of the software complex we presented the results of comparison of the two procedures for closed flight route. Both algorithms provide the solution of traveling salesman problem methods of linear integer programming with Boolean variables. The first uses relatively new technique of cumulative subtour elimination [1]. The second provides the classical one-time addition of the constraints of exclusion subtour [2].

On the basic of statistical rating of performance were identified advantage of the first algorithm, that even in the cases of 40 - 50 points of route ensure the stable operation without critical growth time calculations. The second algorithm is already at 11 - 12 points out the limits of capabilities. Further development of the complex authors associate with the extension libraries routing algorithms and test problems, as well as development of the interface of the complex.

Literature.

1. Kozlov M.V., Kostiuk 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.
2. Sigal I.Kh., Ivanova A.P. Introduction to applied discrete optimization: models and computational algorithms. M.: Fizmatlit, 2003, 240p.

### **Способы управления однообмоточным дросселем насыщения в составе авиационного регулируемого выпрямительного устройства**

Шевцов Д.А., Турченко И.С.  
МАИ, Москва

Регулируемые выпрямительные устройства (РВУ) являются одними из ключевых функциональных узлов систем электроснабжения (СЭС) современных летательных аппаратов (ЛА) различных типов.

Ранее авторами были предложены новые структуры авиационных РВУ. В предложенных структурах применены управляемые однообмоточные дроссели насыщения (ОДН), построенные на магнитопроводах из современных аморфных (либо нанокристаллических) сплавов, обладающих прямоугольной петлей гистерезиса (ППГ). Управляемый ОДН позволяет регулировать протекающий через него ток. Единственная обмотка такого дросселя является и рабочей и управляющей, то есть в один полупериод работы по ней течет ток намагничивания, а в другой полупериод – ток размагничивания. Причем ОДН могут быть включены как в первичную (структура А), так и во вторичную (структура В) цепи силового трансформатора РВУ.

Реализовать устройство управления (УУ) ОДН можно разными способами. Критерии сравнения различных вариантов построения УУ также различны. Например, можно разделить УУ на те, которые требуют дополнительного питания и те, которые не требуют. Одни из таких структур будут проще и дешевле в реализации, а другие - дороже и сложнее, но при этом каждая из структур будет иметь свои ограничения по применению в составе устройств.

Также УУ можно разделить на две категории: имеющие гальваническую развязку (ГР) между входной и выходной цепями и не имеющие таковой. Структура УУ без ГР является более простой, т.к. не требует дополнительного источника питания и при этом позволяет управлять ОДН, включенными во вторичную цепь силового трансформатора РВУ. Но стоит также заметить, что в таком случае требуется ГР напряжения, питающего систему управления, что предъявляет соответствующее требование к блоку вспомогательных напряжений (БВН), входящему в состав устройства.

Структура УУ с ГР позволяет управлять ОДН независимо от того, в какую цепь силового трансформатора РВУ, первичную или вторичную, они включены. При этом структура УУ должна включать либо трансформаторные, либо оптронные элементы, обеспечивающие ГР, что делает схему сложнее. Но в таком случае не требуется дополнительная развязка питания системы управления, что делает БВН проще в реализации.

Авторами предложены и рассмотрены различные способы управления ОДН в составе авиационных РВУ. Приведены достоинства и недостатки предложенных структур УУ и сделаны выводы о целесообразности их применения в разных схемах РВУ для СЭС ЛА.

### **Control methods of the single-winding saturable inductor as a part of the aviation regulated rectifier unit**

Shevtsov D.A., Turchenko I.S.

MAI, Moscow

Regulated rectifying units (RRU) are the key functional units of power supply systems for different types of modern aircrafts.

Previously, the authors have proposed new structures of the aviation regulated rectifier units. The controllable single-winding saturable inductors (SWSI) are applied in the proposed structures. These inductors are built on the cores made of modern amorphous (or nanocrystalline) alloys having a rectangular hysteresis loop

A controllable SWSI allows to adjust the current proceeding through it. Only the winding of this inductor is the working and the controlling. In one half of the working cycle the magnetizing current flows through SWSI's

winding, in the other half of the cycle- the degaussing current. Moreover, SWSI can be included in the primary (structure A) and secondary (structure B) circuits of the power transformer of RRU.

It is possible to realize the control unit (CU) of SWSI in different ways. Criteria for comparing the various options for building the CU are also different.

For example, it is allowed to divide the CU to those that require additional power supply and those that do not require. Some of these structures will be easier and cheaper to implement, while others are more expensive and harder, but each of them will have its own restrictions on the use in the devices.

Also the CU can be divided into two categories: with galvanic isolation (GI) between the input and output circuits and do not having such. The structure of the CU without GI is simpler, since it does not require additional power source and allows to control of the SWSI included in the secondary circuit of the power transformer RRU. But also it should be noted that in this case the GI of the supply voltage of control system is required. This fact makes the appropriate request to the auxiliary voltage unit (AVU) included in the device.

The structure of the CU with GI allows to control of the SWSI, regardless in what circuit of the power transformer RRU, primary or secondary, they are included. While the structure of the CU must include either a transformer or opto-elements, ensuring GI that makes the scheme more complicated. But in this case, no additional galvanic insulated power supply for the control system that makes the AVU is easier to implement.

The authors proposed and considered various ways to control of the SWSI, which is a part of the aviation RRU.

The advantages and disadvantages of the proposed structures CU and conclusions about the appropriateness of their application in different schemes of RRU for aviation power supply systems are given.

### **Авиационные бортовые вычислительные системы с открытой архитектурой**

Федосеев Е.П.

ГосНИИАС, г. Москва

Архитектура авиационных бортовых вычислительных систем с 1990г. прошла несколько этапов развития. В первую очередь это открытая масштабируемая архитектура (1990 – 1995г.г.), архитектура единой коммутируемой вычислительной среды (1995 – 2000г.г.) и архитектура интегрированной модульной авионики (2000 – 2014г.г.).

В Российской Федерации основоположником научного направления интегрированной модульной авионики является академик РАН Е.А.Федосов, под руководством которого создана научная школа,

разработаны и реализованы идеологические концепции этого направления.

Основой интегрированной модульной авионики (ИМА) следует считать сетевую отказоустойчивую высокоинтегрированную функционально ориентированную бортовую вычислительную систему (БВС) с открытой архитектурой на единой вычислительной платформе. В такой системе нет «жестких» связей информационных каналов с вычислительной средой. Функции подсистем БВС выполняют программные приложения, разделяющие общие информационно-вычислительные ресурсы. Для решения поставленных задач, разработчиками летательного аппарата нового поколения в системе формируется оптимальная архитектура, которая после выполнения определенной задачи динамически перестраивается с помощью супервизора, определяющего момент реконфигурации, обеспечивая при этом полную безопасность реализуемых алгоритмов и вычислительной платформы.

С целью решения функциональных задач, находящихся в разработке летательных аппаратов нового поколения, БВС должна обеспечивать следующие суммарные ресурсы: 2500...3000 MIPS (миллионов целочисленных операций в секунду) и 50...60 GFLOPS (миллиардов операций с плавающей точкой). При этом время разработки не увеличиваются и задаются жесткие ограничения на стоимость разработки БВС. Чтобы уложиться в сжатые сроки выполнения работ и учесть все заданные ограничения разработчики БВС широко используют новейшие информационные технологии и в первую очередь технологию открытой архитектуры, открытые спецификации интерфейсов и открытые мобильные операционные системы реального времени.

### **Aeronautical onboard computing systems with an open architecture**

Fedoseev E.P.

GosNIAS, Moscow

Architecture aeronautical onboard computing systems since 1990 has passed through several stages of development. First of all it is an open, scalable architecture (1990 - 1995 years), single switched architecture computing environment (1995 - 2000 years) and architecture of integrated modular avionics (2000 - 2014 years).

In the Russian Federation, the founder of the scientific field of integrated modular avionics is Academician RAS E.A.Fedosov, under whose leadership created a scientific school, developed and implemented the concept of ideology in this direction.

The basis of an integrated modular avionics (IMA) should be considered as a network fault-tolerant highly integrated functionally oriented on-board computer system (BCS) with an open architecture on a single computing platform. In such a system there is no "hard" links information channels with computing environment. BCS function subsystems operate software applications separating the common information and computing resources. To solve the problems, the developers of a new generation of aircraft in the system formed by the optimal architecture that after a certain task is dynamically controlled through a supervisor defining moment of reconfiguration, while ensuring complete security implemented algorithms and computing platform.

In order to solve the functional tasks in the development of aircraft of the new generation, the UA should provide the following aggregate resources: 2500 - 3000 MIPS (million integer operations per second) and 50 - 60 BFLOPS (billion floating-point operations). At the same time, the development does not increase, and set strict limits on the cost of developing the BCS. To keep within tight deadlines work and to take into account all of the given constraints, developers BCS widely use the latest information technology and especially the technology of open architecture, open specifications and open interfaces mobile operating system of the real-time.

Статья не секретная. Экспертное заключение есть.

### **Метод оценки влияния норм бокового эшелонирования на пропускную способность аэродрома в терминах квантовой модели**

Филонова А.А.

МГТУГА, г. Москва

В соответствии с уровнем безопасности полетов, регламентируемым ИКАО, вероятность возникновения столкновения в воздухе (MAC) не должна превышать  $5 \times 10^{-9}$  на час полета. Исходя из этого, для каждого класса воздушного пространства (ВП) устанавливается порядок его использования, в частности, минимумы эшелонирования – продольный, боковой, по высоте. Наиболее остро встает вопрос соблюдения норм эшелонирования в аэродромной воздушной зоне в условиях пиковых нагрузок по причине наличия множества пересечений воздушных трасс (ВТ) противоположных направлений (SID/STAR). В большинстве математических моделей воздушного движения в зоне аэродрома внимание уделяется исключительно нормам продольного и вертикального эшелонирования, и на основе этого рассчитывается теоретическая величина пропускной способности аэропорта. Принимая во внимание сложность топологии аэродромного ВП, необходимо учитывать так же влияние минимумов

бокового эшелонирования на пропускную способность, что не находит должного отражения в общепринятых математических моделях.

В данной работе развивается квантовая модель аэродромной воздушной зоны, которая позволяет учитывать при расчете пропускной способности аэропорта все виды эшелонирования воздушных судов. Принцип пространственно-временной дискретизации позволяет свести исходную непрерывную задачу к ее дискретному представлению. В таком представлении удастся представить сложную картину влияния норм бокового эшелонирования вблизи пересечения двух ВТ на пропускную способность аэродрома в виде скалярной характеристики, которую предложено называть «сложностью» топологии. Для случая топологии реального аэродрома, в которую входят десятки ВТ, данная характеристика может быть представлена в матричном виде и использована для расчета теоретической пропускной способности при всех учтенных в модели ограничениях.

Полученные на основе данной модели экспериментальные результаты для аэродромов Московского авиационного узла показывают, что значение норм бокового эшелонирования вносят весомый вклад в ограничение пропускной способности. Данные результаты могут быть использованы для корректировки заявленных величин пропускной способности аэродромов в условиях пиковых нагрузок.

### **Method of the estimation of influence of lateral separation minima on the airport trough put in terms of macroparameters based on the quantum model**

Filonova A.A.  
MSTU CA, Moscow

According the target level of safety(TLS), defined by ICAO, the probability of the mid-air collision (MAC) shouldn't exceed  $5 \times 10^{-9}$  per flight hour. On this basis there are the rules of operation for every class of airspace established, in particular separation minima – longitudinal, lateral and vertical. Due the reason of several airlines intersections and opposite direction of SIDs and STARs the most critical is the problem of the keeping the separation standards in the airport airspace on condition of peak use. The most mathematical model's attention is set on the influence of the longitudinal and vertical separation standards on the airport throughput. In accordance to the complexity of the airport airspace, it's necessary to consider the influence of lateral minima on the target value, but this parameter isn't reviewed in existing models.

In this work the quantum model of the airport throughput, that includes all types of the separation standards of the aircrafts, is proceed. The principle of space-time discretization allows us to transform the initial

continuous problem to its discrete view. In this view there is an ability to represent the influence of the lateral minima in case of the SID/STAR intersection on the airport throughput in terms of the scalar parameter that is named “complexity” of the airspace topology. In case of the real airspace, that is including the decades of airlines, this parameter can be represented in matrix view, and it can be used to estimate the theoretical value of the airport throughput with all considered restrictions of the quantum model.

The experimental results obtained from this model for Moscow airspace airports shows that the value of horizontal separation minima provides a great influence on the airport throughput restrictions. This result could be used to adjust the airport throughput value on condition of peak use.

### **Моделирование колебаний лопастей двигателей из композиционного материала**

Хайрнасов К.З.  
МАИ, г. Москва

Работа посвящена моделированию и определению собственных частот колебаний лопаток авиационных двигателей из композиционных материалов, в зависимости от расположения слоев. Использование композитных материалов, становится все более распространенным в области технологии, предъявляющих высокие требования к динамическим характеристикам лопаток двигателей, используемых для турбин реактивных двигателей, компрессоров и других структур. Поэтому важно провести исследование лопаток двигателей, изготовленных из композиционных материалов. Цель исследований собственных частот и форм колебаний является определение соотношения композиционных материалов и их направленности, с целью избежать резонанса. Это необходимо для достижения максимально возможного уровня частот вибрации. В качестве метода исследования проблемы применяется метод конечных элементов и аналитические методы. В результате исследования выяснилось, что самый высокий уровень частоты вибрации достигается для углеродных композитных лопастей с расположением основы вдоль линий кривизны в направлении оси лопасти. Увеличение стекловолокна снижает уровень частотных характеристик. Область применения результатов - авиационные двигатели. На основании расчетов можно сказать, что лопасти из композитных материалов имеет значительные преимущества по динамическим характеристикам по сравнению с лопастями, изготовленными из материалов, традиционно используемых в производстве авиационных двигателей.

## **Modeling the vibrations of the blades of the engines of a composite material**

Khayrnasov K.Z.

MAI, Moscow

Work is devoted to modelling and definition of own frequencies of fluctuations blades aviation engines from composite materials, depending on an arrangement of layers. Use of composite materials, becomes more and more widespread in the field of the technology, characteristics demanding much dynamics blades the engines used for turbines of jet engines, compressors and other structures. Therefore it is important to carry out research blades the engines made of composite materials. The objective of researches of own frequencies and forms of fluctuations is definition of a parity of composite materials and their orientations, with objective to avoid a resonance. It is necessary for achievement of the greatest possible level of frequencies of vibration. As an investigative technique of a problem the method of final elements and analytical methods is applied. As a result of research it turned out, that the highest level of frequency of vibration is reached for carbon composite blades with an arrangement of a basis along lines of curvature in ax direction of the blade. The increase of fiber glass reduces a level of frequency characteristics. The area of application of the results is aviation engines. On the basis of calculations it is possible to tell, that blade from composite materials has significant advantages to dynamics in comparison with the blades made of materials, aviation engines traditionally used in manufacture.

## **Критерии распределения функций между системами комплекса авионики**

Хакимов Д.В., Киселев С.К.

УлГТУ, г. Ульяновск

Целью работы является создание метода оптимального распределения функций между системами комплекса авионики, что позволяет снизить все массогабаритные характеристики и конечную стоимость без снижения надежности.

Началом процесса разработки метода являлся анализ и выбор критерия для проведения разбиения множества функций на подмножества. В качестве основного критерия распределения был выбран параметр функциональной надежности, который однозначно определяет требования к оборудованию, на котором должна быть реализована каждая из функций комплекса авионики. Функциональная надежность определяется согласно методике представленной в документе – «ВС ГА-Р4761. Руководство по методам оценки



безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2011. – 265 с.»

Применение данного критерия позволяет выделить пять подмножеств функций, каждое из которых включает функции только одной категории безопасности.

Однако реализация всего подмножества функций в рамках одной системы требует значительных вычислительных ресурсов, что требует ограничить количество функций, которые могут быть реализованы в одной системе. Для проведения разбиения подмножеств функций на функциональные группы, каждая из которых будет реализовываться в рамках одной системы комплекса авионики, потребовалось провести анализ и выбрать ряд дополнительных критериев распределения.

На данный момент процесс разработки методики оптимизации распределения функций между системами комплекса авионики является незаконченным, поэтому набор дополнительных критериев полностью не определен.

По итогам проведенного анализа принято решение об использовании в качестве первого из дополнительных критериев распределения разделение функций по признаку наличия информации получаемой от того или иного бортового измерительного датчика. Распределение функций обеспечивающее равномерное распределение вычислительных мощностей между системами комплекса авионики принято в качестве второго из дополнительных критериев распределения.

По результатам проделанной работы был определен основной критерий и два дополнительных критерия распределения функций комплекса авионики между системами.

### **Functional reliability as a criterion of distribution of functions between avionics complex systems**

Khakimov D.V., Kiselev S.K.

USTU, Ulyanovsk

The aim of this work is to develop the technique of optimization of the units suite included in avionics complex with preserved or improved parameters of its reliability.

The basis of this technique is the process of distribution of the complex functions between its systems. This process is based on group distribution of functions depending on the criteria chosen by the developer. Each functional group shall be implemented in one of the complex units.

The general algorithm of the process of avionics complex functions distribution between its systems is given in the article.

The result of the completed work will be the technique of optimization of the units suite included in avionics complex.

## **Обеспечение заданных характеристик устойчивости, управляемости и безопасности полета БПЛА синтезом алгоритмов продольного управления**

Харитонов Я.Г., Тунцев В.А.

ЦАГИ, г. Жуковский

Проведены исследования по синтезу алгоритмов адаптивного управления перспективных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), предполагающие реализацию:

- Адаптивной настройки алгоритма управления в канале нормальной перегрузки, путем тестирования БПЛА импульсным воздействием с определением его динамических свойств на основе анализа импульсной переходной характеристики.
- Процедуры синтеза алгоритмов управления, основанной на выдерживании заданного времени срабатывания и заброса по нормальной перегрузке в замкнутом контуре «БПЛА + система управления».
- Правил реализации алгоритмов управления, предполагающих разграничение режимов обеспечения устойчивости и управляемости и режимов обеспечения безопасности, связанных как с предотвращением выхода на большие углы атаки, так и ограничением максимальной нормальной перегрузки. Критерием разграничения является задание критического угла атаки.
- Алгоритмов ограничения предельных режимов (ОПР), построенных на использовании прогноза в оценке развития угла атаки и нормальной перегрузки.

## **Maintenance of the set characteristics of stability, controllability and safety of flight UAV by synthesis of algorithms of longitudinal control**

Kharitonova Y.G., Tuntsev V.A.

TSAGI, Zhukovsky

Researchers are carried out on synthesis of algorithms of adaptive control of perspective Unmanned Aerial Vehicle (UAV), assuming realisation of:

- Adaptive adjustment of algorithm of control in the channel of a normal overload, by testing UAV by pulse influence with definition of its dynamic properties on the basis of the analysis of the pulse transitive characteristic.
- Procedures of synthesis of algorithms of control, based on keeping of set time of operation and overshoot of a normal overload in the closed contour «UAV + control system».
- The rules of realisation of algorithms of control assuming differentiation of modes of maintenance of stability and controllability and

modes of maintenance of safety, connected as with exit prevention on the big corners of attack, and restriction of the maximum normal overload. Criterion of differentiation is the task of a critical corner of attack.

- Algorithms of restriction of limiting modes (RLM), constructed on forecast use in an estimation of development of a corner of attack and a normal overload.

### **Разработка прикладного программно-математического обеспечения для поворотного стола ACUTRONIC AC1120S**

Карагин Н.А., Шуваев И.Н., Кошелев Б.В., Семенча М.В.  
МАИ, Москва

Данная работа посвящена глубокой модернизации программно-математического обеспечения (ПМО) станда поворотного стола фирмы ACUTRONIC модели AC1120S, используемого для исследовательских испытаний модуля курсовертикали, входящего в новый пилотажный прибор разработки ЗАО «Аэроприбор-Восход».

Необходимость такой модернизации обусловлена выявленными недостатками штатного ПМО поворотного стола ACUTRONIC, которые заключались в частой потере связи между модулем управления и персональным компьютером, задающим режим испытаний и обрабатывающим выходные данные с модуля, а также неудобстве и сложности интерфейса ПМО. Помимо этого, были обнаружены и учтены некоторые особенности процессов управления параметрами движения поворотного стола и обработки выходных сигналов, в частности, неконтролируемые временные задержки отработки команд и снятия показаний.

Разработанное узкоспециализированное ПМО основано на документе «ASCII Object Reference SERVOSTAR™ 300», описывающий команды управления поворотным столом. Были использованы внутренние алгоритмы модуля управления, что позволило произвести предустановку управляющих команд. В среде Delphi 7 на языке Pascal был написан ряд тестовых программ, позволивших выявить оптимальный алгоритм (набор команд) для задания необходимых видов движения.

Результатом работы является разработанное прикладное ПМО (оптимальный алгоритм и программное обеспечение) управления поворотным столом и получения данных с испытуемого изделия в режиме реального времени без участия оператора. Данное ПМО было успешно апробировано при оценке точностных характеристик модуля курсовертикали в испытательной лаборатории ЗАО «Аэроприбор-Восход».

**Application Software for ACUTRONIC Rate Table**  
Karagin N.A., Shuvaev I.N., Koshelev B.V., Semench M.V.  
MAI, Moscow

The paper is devoted to deep applied software reengineering for the rate table of the ACUTRONIC AC1120S testing bench used for research testing of inertial reference module of a new flight instrument developed by the Open JSCo “Aeroprivor-Voskhod”.

Necessity of such reengineering was due to revealed imperfections of standard Software for the ACUTRONIC AC1120S rate table that consisted in frequent interruptions in communication between control module and computer that defines the mode of testing and processes the data from IRS module under testing. The software interface was difficult and not suitable. Besides, a number of peculiarities of processes in controlling parameters of rate table motion as well as those when output data processing, in particular, non-controlled time delays while command execution and data readings were performed.

The dedicated software was based on the «ASCII Object Reference SERVOSTAR™ 300» Document where all control commands were described. Internal algorithms of the control module were used to provide desired preset of control commands. A number of test programs in Pascal in Delphi 7 environment were developed to create an optimum algorithm (command sequence) for setting desired motion modes and parameters.

As a result of the work the applied dedicated software was developed (optimal algorithm and Appropriate Software) for controlling the rate table and obtaining valid data reading from the module under testing without operator participation. The applied dedicated software was successfully tested while evaluating performance of IRS module in research laboratory of the Open JSCo “Aeroprivor-Voskhod”.

**Исследования и разработка бортовой системы контроля веса  
и центровки самолёта**

Юнисов Р.Р.

ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

Взлётный вес (масса) и положение центра тяжести (центровка) воздушных судов являются важнейшими характеристиками, которые необходимо определять перед каждым взлётом с достаточной точностью, так как это напрямую влияет на безопасность полёта, определяя, например, длину разбега и взлётную дистанцию самолёта, дистанцию прерванного взлёта в аварийной ситуации, требуемую величину угла установки стабилизатора перед взлётом и т.д.

Определение веса и центровки осуществляется с использованием специальных систем, которые должны соответствовать международным и отечественным требованиям к методам определения веса и положения центра тяжести воздушных судов.

В гражданской авиации Российской Федерации предусмотрены нормы по контролю массы и центровки воздушных судов. С введением этих норм у эксплуатирующих организаций появилась необходимость в обеспечении оперативного определения этих параметров.

Существующая практика определения взлётного веса воздушных судов базируется на использовании данных различной точности, как детерминированных, так и статистических. Вес пустого самолета определяется с помощью наземных аэродромных средств периодически (период составляет 2-3 года), веса пассажиров и ручной клади учитываются в виде установленных нормативных значений, основанных на статистических данных и т.д.

В практике мировой авиации получают все более широкое распространение бортовые измерительные системы. Применение бортовых систем позволяет повысить безопасность полетов, сократить эксплуатационные расходы и снизить простои воздушных судов.

В ЛИИ разработан экспериментальный образец бортовой системы контроля веса и центровки самолёта, основой которого является измерение давления в амортизационных стойках шасси с помощью установленных на них датчиков давления (измеряется давление технического азота), что не требует существенного вмешательства в конструкцию шасси. Измерения производятся на режиме руления самолёта для минимизации погрешности из-за влияния сил трения в элементах шасси.

Данный образец опробован в натурных экспериментах на летающей лаборатории Ту-154М, в которых была подтверждена его функциональная работоспособность на основе разработанного метода определения величин веса и центровки.

В настоящее время в ЛИИ разрабатывается техническое задание на создание опытного образца бортовой системы контроля веса и центровки самолёта.

### **Research and development of the aeroplane on-board weight and balance control system**

Yunisov R.R.

Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky

Takeoff weight and center of gravity of an aircraft are the important characteristics that should be determined before each takeoff with sufficient accuracy, since it directly affects the flight safety, determining, for example,

the length of the runway and the accelerate-stop distance of the aircraft in an emergency phase, the required horizontal stabilizer setting angle before takeoff, etc.

The weight determination and alignment is carried out with the use of special systems, which must comply with international and national requirements for methods of determination of weight and center of gravity position of the aircraft.

Civil aviation of the Russian Federation contains provisions on the aircraft weight and balance control. With the introduction of these standards in operating organizations there is a need in the operational definitions of these parameters.

The current practice of determining the takeoff weight of the aircraft is based on the use of data of different accuracy, both deterministic and statistical. The empty weight of the aircraft is determined using land platform weighing machine periodically (the period is 2-3 years), weight of passengers and baggage is accounted for in the form of normative values based on statistical data, etc.

In world aviation practice on-board measurement systems are becoming more widespread. The use of on-board systems can improve safety, reduce maintenance costs and reduce downtime of the aircrafts.

In Gromov flight research institute developed the experimental sample of the aeroplane on-board weight and balance control system, which is based on measurement of pressure in the suspension struts of landing gear with mounted pressure sensors (measured pressure technical nitrogen) that does not require significant intervention in the design of the landing gear. Measurements are made on the mode of taxiing aircraft to minimize the error due to the influence of friction forces in the elements of the landing gear.

This sample was tested in full-scale experiments on the flying laboratory Tu-154M, which was confirmed by its functional efficiency on the basis of the developed method of determining the quantities of weight and center of gravity.

Currently, Gromov flight research institute is developed requirements specification for the prototyping aeroplane on-board weight and balance control system.

### **Методы исследования электрических и светотехнических параметров тонкоплёночных электролюминесцентных индикаторов**

Яманчев А.С., Евсевичев Д.А., Максимова О.В., Максимов С.М.

УЛГТУ, г. Ульяновск

Индикаторные устройства, преобразующие электрические сигналы в видимое излучение заданного спектрального состава и

пространственного распределения, являются основными частями современных средств отображения информации.

Проведенный сравнительный анализ индикаторов, позволил определить, что тонкопленочные электролюминесцентные дисплеи превосходят по светотехническим характеристикам жидкокристаллические дисплеи, однако уступают дисплеям на базе органических светодиодов, что компенсируется высокими конструкторско-технологическими параметрами (среднее время безотказной работы, диапазон рабочих температур, радиационная стойкость). Отсюда вытекает возможность применения тонкопленочных электролюминесцентных устройств не только в технике общего назначения, но и в военной, медицинской, авиационной и космической технике, где предъявляются специфичные, а порой и жесткие требования к индикаторной аппаратуре.

В настоящее время на территории Российской Федерации практически не проводятся исследования в области тонкопленочных электролюминесцентных индикаторов, не смотря на потенциальную коммерческую выгоду от реализации таких исследований.

При проведении исследования были поставлены и решены следующие задачи:

- проведение исследований различных конструкций тонкопленочных электролюминесцентных индикаторов;
- увеличение набора контролируемых значений функциональных, эргономических характеристик и конструктивных параметров, необходимых на этапах проектирования и технологии тонкопленочных электролюминесцентных индикаторов;
- совершенствование алгоритмов и программного продукта для реализации автоматизированных исследований процессов проектирования индикаторов.

В результате проведенных исследований были получены методики исследования электрических и светотехнических характеристик тонкопленочных электролюминесцентных индикаторов, основанные на методах анализа и синтеза. Полученные методики анализа характеристик и синтеза параметров элементов тонкопленочных электролюминесцентных индикаторных устройств, применимы для расчета значений основных функциональных параметров, характеризующих свойства тонкопленочных электролюминесцентных элементов и индикаторных приборов

## **Thin-film electroluminescent indicators electrical and lighting parameters studying methods**

Yamanchev A.S., Evsevichev D.A., Maksimova O.V., Maksimov S.M.  
UISTU, Ulyanovsk

Display devices that convert electrical signals into visible radiation with given spectral composition and spatial distribution are the main parts of the modern means of displaying information.

The comparative analysis of these indicators allowed us to determine that TFEL displays surpass LCDs in lighting characteristics, but they yield OLED displays. However, TFEL displays have higher engineering parameters (Mean time between failures, temperature range, radiation resistance). Thus, it is possible to use those displays not only in the technique of general application, but also in the military, medical, aerospace engineering, where there are specific requirements for the equipment.

Currently, thin-film electroluminescent indicators research is almost non-existent in the Russian Federation, despite the potential commercial benefits from the implementation of such research.

The following problems were formulated and solved in conducting the research:

- - various designs of thin-film electroluminescent indicators were studied;
- - the set of values of controlled functionality, ergonomics and design parameters required during the design and technology of thin-film electroluminescent indicators was increased;
- - the algorithms and software for the implementation of indicator automated research design process was improved.

Thin-film electroluminescent indicators electrical and lighting characteristics research methods based on the methods of analysis and synthesis were obtained while studying. The obtained technique of the characteristics analysis and parametrical synthesis of the thin-film electroluminescent display device elements are useful for calculating the values of the main functional parameters that characterize the properties of the thin-film electroluminescent elements and the indicating devices.





## **О ЦНИРТИ**

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский радиотехнический институт имени академика А.И. Берга» (ЦНИРТИ) был основан в 1943 году как ведущий институт по радиолокации.

В настоящее время ФГУП «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга» является головным предприятием по разработке космических и авиационных комплексов дистанционного зондирования Земли, ведущим предприятием по разработке авиационных комплексов и средств радиоэлектронного противодействия для защиты малоразмерных летательных аппаратов, разрабатывает конкурентоспособную наукоемкую гражданскую продукцию.

ФГУП «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга», наряду с другими крупными предприятиями, разработчиками и производителями авиакосмической техники, входит в состав Федерального космического агентства и является членом Международной ассоциации космической деятельности.

## **5. Информационно-телекоммуникационные ТЕХНОЛОГИИ**

### **5. Information and Telecommunication Technologies**

#### **Tactical data link systems; the heart of network–centric warfare**

Savas O., Erdem H.

Turkish Air War College (TURAF), İstanbul, Türkiye

Today, well improved technology and the knowledge ingredients of this technology has just given the name of this era. In the near future technological researches and developments will form the bases of military and civil technological developments. The foundations of civil and military technological developments depends on the information in shaping precision, speed and accuracy, high reliability, real-time information transmission speed and to maintain the information securely. In addition to land, sea and air platforms there will be space and cyber platforms when the operational environment of there future is imagined. These spaces will change the aim of the war and military operation areas will become a dynamic battlefield. To keep up with this pace, establishing common operational picture through interoperability and the real-time/near-real time transmission of this picture will change the course of operation. In order to increase situational awareness of performing operation platforms required to owned national use of information technology. The objective of Tactical Data Link (TDL) Systems are real-time or near real-time data transmission between friendlies, allies and the combined forces by C4ISR platforms and the systems.

This paper was written with in the framework of information and data sharing needs. Tactical Data Link Systems which was developed in the early 1950s will be considered by technological developments, use in operations, joint force dynamics improvements. In this context, Tactical Data Link Systems, will be examined under the joint operations and central command via interoperability. Tactical Data Link Systems, which is a part of Network-Centric Warfare, are considered to be successful to today's and tomorrow's modern operations.

#### **Квазикогерентные методы формирования сигналов ВПСК**

Мартиросов В.Е., Алексеев Г.А.

МАИ, г. Москва

В ряде практических приложений предъявляются особые требования к формирователям телекоммуникационных сигналов. Например, когда в

качестве опорных колебаний модулятора используются сигналы, получаемые от удаленных источников эталонов временных и частотных шкал, находящихся вне телекоммуникационного комплекса (такими источниками могут быть в частном случае радиосигналы от национальных систем точного времени или частоты). В этих условиях к формирователям (квазикогерентным модуляторам) сигналов могут быть предъявлены требования высокоточной работы в условиях значительных и непрерывно меняющихся (в том числе дискретно) начальных частотных расстройках, а также при наличии дестабилизирующих их параметры факторов.

Целью данной работы являлась разработка эффективного технического решения по формированию сигналов BPSK (*binary phase shift keying*), в условиях привязки квазикогерентного модулятора к источнику эталонного опорного колебания, находящегося вне телекоммуникационного комплекса.

В процессе выполнения работы был проведен структурный синтез квазикогерентного модулятора сигнала BPSK, обладающего улучшенным комплексом основных параметров, а именно: расширенными полосами захвата и удержания синхронного режима работы, минимальным временем вхождения в синхронный режим работы, повышенной точностью и стабильностью установка дискретов манипулируемой фазы при наличии дестабилизирующих факторов, воздействующих на параметры устройства.

В докладе представлена разработанная структура квазикогерентного модулятора сигнала BPSK, показаны основные рабочие характеристики модулятора и описаны принципы работы устройства. Приведены результаты имитационного моделирования алгоритмов разработанного устройства в программной среде MATLAB/Simulink для различных условий формирования сигналов.

### **Quasi-coherent methods of shaping BPSK signals**

Martirosov V.E., Alekseev G.A.

MAI, Moscow

In a number of practical applications, there are special requirements for shapers of telecommunications signals. For example, when as the reference oscillations of modulator used signals received from distant sources of measurement standards of times and frequency scales, which are beyond telecommunication complex (such sources may be in the particular case the radio signals of national systems of exact time and frequency). In this case, the initial frequency detuning can be significant and continuous vary (including discrete) and parameters of shaper can be affected by the

destabilizing factors. Under these conditions, from signal shaper (quasi-coherent modulator) often requires high accuracy of work.

The aim of this work was to develop an effective technical solution to form BPSK (binary phase shift keying) signals, for cases when the source of the modulator reference oscillation is outside the telecommunications system.

During execution of work was carried out structural synthesis of quasi-coherent BPSK signal modulator, which having an improved set of basic parameters: the increased pull-in range and holding range, the minimum time of synchronization, high accuracy and stability of phase manipulation in the presence of destabilizing factors affecting the device parameters.

The paper presents a structure of the designed quasi-coherent BPSK signal modulator, shows the basic performance of the modulator and describes the principles of the device operation. The results of simulation of developed device in a software environment MATLAB / Simulink for different conditions of formation signals also are shown.

### **Исследование влияния режимов анизотропного травления на шероховатость поверхности элементов датчиков микроэлектромеханических систем**

Бажанова Ю.Н.<sup>1</sup>, Парфенов Н.М.<sup>2</sup>, Тимошенко А.С.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>МИЭТ, <sup>2</sup>МАИ, г. Москва

В настоящее время все большую популярность приобретают микроэлектромеханические датчики и системы (МЭМС), изготовленные на основе технологии микросистемной техники (МСТ). МЭМС-датчики, такие как микроакселерометры и микрогироскопы, находят широкое применение в навигации и системах управления авиационно-космической техники.

Основным конструкционным материалом для чувствительных элементов является монокристаллический кремний. Для создания чувствительных элементов МЭМС используются различные методы травления, в том числе и наиболее популярный метод анизотропного химического травления (АХТ) кремния, который позволяет формировать как неглубокие профили на плоскости монокристалла, так и сквозные отверстия, а также сложно-профильные объемные фигуры травления. Несмотря на широкое применение метода АХТ данный метод травления до сих пор недостаточно изучен [1].

Настоящая работа посвящена изучению особенностей анизотропного травления монокристаллического кремния ориентации (100) в растворах на основе КОН разной концентрации с добавлением компонентов, влияющих на шероховатость поверхности и параметры процесса травления.

Исследования показали, что прочность микромеханической структуры зависит от качества обработки поверхности кремния элементов МЭМС. Установлено, что при сложно-профильном травлении элементов подвеса – торсионов происходит неравномерное травление сторон в симметричной крестообразной структуре. Исследованы типичные дефекты анизотропного травления, такие как боковой и угловой растрав, подтрав углублений, «пирамиды», «шипы» и повышенная шероховатость поверхности [2].

В работе изучали возможность сквозного травления кремния КЭФ-4,5 (100) толщиной  $460 \pm 10$  мкм для получения чувствительного элемента микроакселерометра.

В результате проведенной работы разработан технологический процесс анизотропного травления кремния для получения чувствительного элемента микромеханического акселерометра. Определены оптимальные режимы анизотропного травления, выбран состав и концентрация компонентов травления. Исследованы формы компенсаторов углового подтрав.

### **The study on the effect of anisotropic etching on the surface roughness of MEMS sensors elements**

Bazhanova Yu.N.<sup>1</sup>, Parfenov N.M.<sup>2</sup>, Timoshenkov A.S.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>МИЕТ, <sup>2</sup>МАИ, Moscow

The recent years have witnessed the growing popularity of microelectromechanical sensors and systems (MEMS) made on the basis of microsystem technology (MST). MEMS sensors such as microaccelerometers and microgyroscopes are widely used in navigation and aerospace control systems.

The main structural material for such sensors is monocrystalline silicon. In fabricating MEMS sensors there are used various methods of etching, including the most popular method of chemical anisotropic etching of silicon, which enables to form both shallow profiles and through holes on the plane of a single crystal, as well as complex dimensional structures. Despite its widespread use this method of etching is still poorly understood and needs further studying [1].

The present paper examines characteristics of anisotropic etching of monocrystalline silicon of (100) orientation in KOH-based solutions of different concentrations with the addition of components that affect the surface roughness and parameters of etching process.

The study has shown that the strength of micromechanical structures depends on the quality of silicon surface processing of MEMS elements. It is found that under etching complex profiled elements of suspension -torsions- there occurs uneven etching of sides in a symmetrical cruciform structure.

The paper investigates such typical defects of anisotropic etching as lateral and angular on-mask etching, under-mask etching of pits, "pyramids", "spikes" and increased roughness of the surface [2].

The paper also studies the possibility of through etching of silicon KEF-4.5 (100) of thickness  $460 \pm 10$  nm for fabricating microaccelerometer sensors.

The study resulted in designing the technological process of anisotropic etching of silicon for micromechanical accelerometer sensor; besides, there were determined optimal regimes of anisotropic etching, as well as selected the composition and concentration of etching components. There were studied forms of compensators of angular under-mask etching.

### **Двухдиапазонные печатные антенны сотовых телефонов**

Буй Као Нинь<sup>1</sup>, Овчинникова Е.В.<sup>1</sup>, Кондратьева С.Г.<sup>1</sup>, Буй Суан Кхоа<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>г. Ханой

На современном этапе развития телекоммуникационных систем возникает необходимость расширения их функциональных возможностей. Появление новых возможностей систем подвижной связи диктует новые требования, предъявляемые к характеристикам антенн сотовых телефонов. Основным требованием является расширение рабочей полосы или возможность работы в нескольких диапазонах частот. Применение широкополосных или многополосных антенн обеспечивает мобильный широкополосный доступ в интернет, передачу видео и высокую пропускную способность.

Перспективным направлением в создании антенн сотовых телефонов является разработка компактных антенн, работающих в нескольких частотных диапазонах сотовых стандартов. В настоящее время многие телекоммуникационные компании используют стандарт WiMAX для предоставления услуг высокоскоростной связи. Поэтому возникает необходимость создания микрополосковых антенн, работающих в двух диапазонах частот стандартов GSM 1900 и WiMAX (2.5 - 2.69 ГГц).

Особенностью моделирования антенн сотовых телефонов является определение влияния полупрозрачного корпуса и пользователя на характеристики направленности антенны. Поэтому целесообразно проводить моделирование с помощью специализированных программ, предназначенных для расчета антенн и устройств СВЧ. Современные программы позволяют провести моделирование антенны в корпусе при наличии объектов, находящихся вблизи антенны сотового телефона. Современные сотовые телефоны также имеют защищающий пользователя слой, выполненный из радиопоглощающего материала.

В настоящее время для системного моделирования и анализа антенн сотовых телефонов используются пакеты прикладных программ, такие как HFSS, Microwave Office, Microwave studio и т.д., реализующие

численные электродинамические методы, например, конечных элементов и конечных разностей.

В нашей работе рассмотрены особенности моделирования микрополосковых антенн сотовых телефонов. Представлены электродинамические модели антенн, работающих в одном и двух диапазонах. Предложены варианты конструкций, обеспечивающих безопасную работу пользователя.

Результаты электродинамического моделирования представлены в виде частотных характеристик антенны и характеристик направленности. Зависимости КСВ по напряжению от частоты показывают возможность двухдиапазонной работы антенны. Из приведенных характеристик направленности видно, что они слабо зависят от частоты.

### **Dual-band microstrip antennas for mobile phones**

Bui Cao Ninh<sup>1</sup>, Ovchinnikova E.V.<sup>1</sup>, Kondratieva S.G.<sup>1</sup>, Bui Xuan Khoa<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>MAI, Moscow; <sup>2</sup>Ha Noi

At the present stage of development of telecommunication systems the necessity of expansion of their functionalities arises. Appearance of new possibilities of mobile communication systems dictates new requirements for characteristics of mobile phones antennas. The main requirement is an expansion of operating band or ability to work in several frequency bands. The application of broadband or multiband antennas provides mobile broadband internet access, video transmission and high bandwidth.

The perspective direction in creating mobile phones antennas is designing compact antennas, operating in different combinations of frequency bands of cellular standards. Currently, many telecommunication companies use WiMAX standard to provide high-speed communication services. Therefore, the necessity of creating microstrip antennas arises, operating in two frequency bands of GSM 1900 and WiMAX (2.5 - 2.69 GHz) standards.

Feature of modeling mobile phones antenna is determination of the influence of translucent case and the user to directional characteristic of antenna. Therefore it is advisable to carry out modeling with specialized programs, destined for calculation of antennas and microwave devices. Modern programs allow to carry out modeling of the antenna in the case in the presence of objects nearby a mobile phone antenna. Modern mobile phones also have a defensive layer for the user, made from radio-absorbing material.

Currently, application packages for system modeling and analysis of mobile phones antennas such as HFSS, Microwave Office, Microwave studio, etc., realizing by means of numerical electromagnetic methods, such as finite elements and finite differences, are used.

Our work describes the features of modeling microstrip antennas of mobile phones. Electrodynamical models of antennas, operating in one and two bands, are presented. Variants of constructions, providing for safe operation of the user, are offered.

Electrodynamical simulation results are presented in the form of frequency characteristics of antenna and directional characteristics. Dependency of VSWR on frequency shows the possibility of a dual-band antenna. From the presented directional characteristics it can be shown that they weakly depend on frequency.

### **Реализация алгоритма расчета периода повторения зондирующего сигнала РСА в условиях взаимного распределения помех**

Булыгин М.Л.  
МАИ, г. Москва

Выбор периода повторения зондирующего сигнала в импульсных радиолокаторах синтезирования апертуры (РСА) космического базирования является крайне важной задачей при проектировании подобных систем. Значение этого параметра в первую очередь определяет энергетические характеристики отраженного сигнала, что, в конечном счете, сказывается на качестве радиолокационного изображения. Задача выбора периода повторения в условиях присутствия «слепых» зоны альтиметровых отражений осложняется наличием помех неоднозначности, которые так же зависят от частоты повторения зондирующего сигнала. В докладе рассматривается подход к решению данной задачи на основе анализа диаграммы распределения помех на плоскости угол места – период повторения.

Для построения диаграммы определяются положения зон «слепых» дальностей и альтиметровых отражений на плоскости угол места – период повторения в интересующем интервале углов и периодов. Построенная диаграмма позволяет определить зоны свободные от помех, в которых может быть выбран рабочий период повторения.

Для выбора конкретного значения проводится расчет уровня помех неоднозначности. Такой расчет учитывает форму диаграммы направленности и характеристики режима съемки для которого проводится расчет. Минимум уровня помех неоднозначности будет определять конкретное значение рабочего периода повторения.

Представленный алгоритм был реализован в среде MATLAB. Алгоритм позволяет проводить расчет для произвольной формы диаграммы направленности, а так же учитывает специфику функционирования в многолучевых режимах съемки. Имеется возможность визуализации диаграммы распределения помех. Это позволяет определять диапазон углов, доступных для визирования в



различных режимах съемки, а так же производить подбор параметров системы РСА таким образом, что бы максимизировать полосу обзора.

**The algorithm of calculating the period of repetition implementation for the SAR probing signal in conditions of distribution of mutual interference**

Bulygin M.L.  
MAI, Moscow

Calculation of the repetition period of the probing signal in spaceborne pulsed synthetic aperture radar (SAR) is an extremely important task in the design of such systems. The value of this parameter primarily determines the energy characteristics of the reflected signal, which ultimately affects the quality of the SAR images. The problem of selecting the repetition period in the conditions of the presence of "blind" zones and altitude reflections is complicated by the ambiguity, which also depend on the repetition frequency of the probing signal. The report presents an approach to solving this problem by analyzing the distribution diagram of interference on the elevation angle - repetition period plane.

To construct the diagram the provisions of the zones of "blind" ranges and altitude reflections are determined on the elevation angle - repetition period plane in the interest range of angles and repetition periods. Constructed diagram allows to determine the zone free of interference, which can be selected as operating period of repetition.

To select a particular value we calculate the noise level of ambiguity. This calculation takes into account the shape of the radiation pattern and features aimaging mode for which the calculation is carried out. Minimum noise level of ambiguity will determine the specific value of the operating period of repetition.

The algorithm has been implemented in an environment MATLAB. Algorithm allows to perform calculations for an arbitrary form of the radiation pattern, as well as take into account the specifics of the operation in a multi-beam modes. It is possible to visualize the distribution diagram of interference. This allows to define a range of angles available for viewing in different imaging modes, as well as the selection of parameters to produce the SAR system in a way that would maximize the swath.

**Помехоустойчивость цифрового канала связи с КА, использующим электрические ракетные двигатели**

Важенин Н.А.  
МАИ, г. Москва

Как показали экспериментальные исследования электрические ракетные двигатели (ЭРД) являются источниками излучения сложной

спектрально-временной структуры и широкого диапазона частот, которое может создавать помехи приемным трактам бортовых радиосистем.

Основой для последующего анализа влияния ЭРД на помехоустойчивость радиосистем космической связи является изучение вероятностных и спектрально-временных характеристик излучения ЭРД, которое проводилось в наземных условиях с использованием экспериментальных установок НИИПМЭ МАИ, включающих вакуумные камеры и аппаратно-программные комплексы управления ЭРД, записи и обработки излучаемых ЭРД сигналов.

В зависимости от режимов работы ЭРД ширина спектра излучения ЭРД может достигать от единиц до десяти ГГц. А во временной области излучение ЭРД кроме тепловой компоненты, которая может быть описана в виде аддитивного белого гауссова шума (АБГШ), имеет также компоненту в виде случайной последовательности радиоимпульсов сложной внутренней структуры.

На основе анализа статистических характеристик излучения ЭРД были разработаны феноменологические математические модели этого излучения, которые для решения инженерных задач были, в конечном счете, реализованы в виде имитационных моделей в среде MATLAB/Simulink.

Поскольку аналитическое решение задачи анализа помехоустойчивости системы связи в условиях совместного воздействия АБГШ и случайного ИП с заданными спектрально-временными характеристиками на информационный канал и каналы синхронизации связано со значительными математическими трудностями, то в качестве метода исследования был выбран метод имитационного моделирования.

Разработанные математические модели цифрового канала связи и реализующий их программный комплекс позволили количественно оценить влияние собственного излучения ЭРД на помехоустойчивость канала связи Земля-КА с учетом функционирования каналов фазовой и символьной синхронизации.

Как показали результаты моделирования, влияние импульсного излучения ЭРД является существенным для рабочих отношений сигнал-шум от 10...12 дБ и отношений сигнал-помеха меньших 20 дБ. При этом энергетический проигрыш за счет воздействия СИП может составлять от единиц до десятков дБ, в зависимости от отношений сигнал-шум и сигнал-помеха.

Предложены и проанализированы новые алгоритмы борьбы с помехами в виде комбинации АБГШ и случайной импульсной помехи.

## **Noise immunity of digital link with the space vehicle using electrical rocket engines**

Vazhenin N.A.

MAI, Moscow

As have shown experimental researches electrical rocket engines, for example stationary plasma thrusters (SPT) are sources of complex spectral-temporary structure and a wide band of frequencies radiation which can create interferences to receiving channels of onboard radio systems.

The basis for the subsequent analysis of effect the SPT on a noise immunity of radio systems of a space communication is learning of probability and spectral-temporary characteristics of radiation a SPT which was led in land conditions with usage of the experimental setting of RIAME MAI which is including vacuum chambers and hardware-software complexes of control a SPT, records and handlings of signals radiated a SPT.

Depending on operation modes a SPT a spectrum width of radiation the SPT can attain from units to ten GHz. And in temporary area radiation the SPT except a thermal component which can be presented in the form of additive white Gaussian noise (AWGN), has also a component in the form of random sequence of radio-frequency pulses of a complex inner pattern.

On the basis of the analysis of statistical characteristics of radiation a SPT phenomenological mathematical models of this radiation have been developed in the environment of MATLAB/Simulink.

As the analytical solution of a noise immunity analysis for a communication system in the conditions of joint effect an AWGN and random pulse noise (PN) with the given spectral-temporary characteristics on an information channel and clock channels is connected to the significant mathematical difficulties in the capacity of a research method the simulation modelling method has been selected.

The developed mathematical models of digital link and program complex implementing them have allowed estimating quantitatively effect of a self-radiation a SPT on a noise immunity of communication channel Earth-SV taking into account functioning of channels of phase and time synchronization.

As have shown results of simulation, effect of pulsing radiation a SPT is essential for the signal-to-noise ratios from 10 ... 12 dB and relations a signal-hindrance smaller 20 dB. Thus energetic loss at the expense of effect PN can make from units to tens dB, depending on signal-to-noise and a signal-hindrance ratios.

New algorithms of struggle against interferences in the form of a combination an AWGN and a random impulse noise are offered and analyzed.

## **Проектирование бортовых систем распределения электрической энергии, с применением современных средств автоматизированного проектирования**

Вахничев А.В.  
МАИ, г. Москва

Проектирование бортовых систем распределения электрической энергии (БСРЭЭ) характеризуется жесткими требованиями, предъявляемыми к весовой составляющей, обуславливающей повышенную степень детализации проекта, и к взаимоувязке бортового оборудования в отсеках проектируемого летательного аппарата (ЛА). Бортовая система передачи и распределения электрической энергии между источниками и приемниками включает в себя бортовую кабельную сеть, коммутационную аппаратуру, распределительные устройства.

При разработке перспективной авиационной техники задача автоматизированного 3D проектирования БСРЭЭ ЛА является одной из наиболее сложных.

На рынке программно-аппаратных средств представлено большое количество систем, в той или иной степени обеспечивающих автоматизацию проектно-конструкторских и технологических работ (CAD/CAM/CAE системы). Применение специального программного обеспечения позволяет упростить процесс разработки электрических систем и таким образом сократить сроки проектирования и постройки ЛА.

В настоящее время для построения эффективной системы проектирования БСРЭЭ необходимы: электротехническая CAD система для разработки схемной документации, 3D CAD/CAE/CAM система для проектирования конструкции ЛА в целом и монтажей жгутов в частности, а также PDM-система для решения задач управления проектом.

Электротехническая CAD система должна позволять автоматизировать процесс разработки БСРЭЭ, в части выпуска конструкторской документации на электрические схемы и обеспечивать возможность обмена информацией об электрических связях с CAD/CAE/CAM системами.

3D CAD/CAE/CAM система высокого уровня, должна обеспечивать решение всего комплекса задач, стоящих перед инженерами на всех этапах создания таких технически сложных изделий как авиационная техника.

Решение задач управления проектом реализуются путем интеграции CAD-систем с PDM-системой.

Программные продукты, используемые в процессе проектирования должны обеспечивать единую методологию и технологические решения на всех этапах разработки авиационной техники.

Задача постройки БСРЭЭ ЛА должна решаться комплексно и охватывать весь цикл от проектирования до постройки и эксплуатации.

### **Design of aircraft onboard electrical power distribution networks using modern design automated facilities**

Vakhnichev A.V.

MAI, Moscow

Design of onboard electrical power distribution networks (OEPDN) are described as having strict requirements to weight, which leads to high itemization of the project; and to arrangement of onboard equipment in the compartments of the aircraft being designed. Onboard electrical power transmission and distribution systems consists of onboard cable network, switching equipment and distribution devices and connects sources and consumers of electrical power.

During design of advanced aircraft the task of automated 3D design of OEPDN is one of the most complicated ones.

There are many systems on hardware-software market, which in some degree provide automated design or production (CAD/CAM/CAE systems). Utilization of specialized software allows simplifying design of electrical schematics design and thus reducing design period of the aircraft.

At the present to provide efficient design system for OEPDN following components are needed: electrotechnical CAD system for schematics design, 3d modeling CAD/CAE/CAM system for design of the aircraft structure and wiring design and PDM system to provide project management.

Electrotechnical CAD system should allow automation of OEPDN design in regard of schematics design documentation development and provide electrical connections data exchange with CAD/CAE/CAM system.

High level 3D CAD/CAE/CAM system should provide support to execution of task complex for all stages of creation of technically complex items such as aircraft.

Project management tasks are executed by providing an integration of CAD systems within PDM systems.

Software used during design should be able to provide unified methodology and technological solutions during all stages of aircraft development.

Task of OEPDN design should be considered as a complex and should cover all cycle from design to manufacture and service.

## **Разработка методов и средств автоматизации расчета ширины сектора сканирования луча в фазированной антенной решетке**

Вдовиченко Д.В., Евсевичев Д.А., Максимова О.В.

УлГТУ, г. Ульяновск

Фазированная антенная решетка является неотъемлемым компонентом в современных приеме-передающих устройствах. Особенно для техники специального назначения. В работе представлена методика расчета ширины сектора сканирования луча в фазированной антенной решетке, которая была реализована в алгоритме и программном продукте PAR.

Сложившееся к настоящему времени техническое решение антенны с электронным сканированием представлено в виде решетки, в узлах которой расположены простейшие излучатели электромагнитной волны. Цепи питания этих излучателей организованы так, что излучение, испускаемое каждым излучателем, когерентно с излучением всех излучателей, в то время как фаза излучаемых волн изменяется по заданному закону. Изменение распределения фаз на излучателях позволяет сформировать луч антенны в заданном направлении.

Вход антенны представлен одним волноводом, который соединяется с радиотехнической системой. Между входом антенны и излучателями расположены фазовращатели. Они управляются от единого блока управления и формируют требуемое изменение фаз на излучателях.

Программа PAR была написана в среде Delphi 7 и представляет собой модуль расчета ширины основного лепестка диаграммы направленности фазированной антенной решетки. Программа выполнена в виде исполняемого файла, который запускается из операционной системы.

Окно программы разделено на три области:

- область, отражающая конструкцию исследуемой модели;
- область исходных данных, в которой задаются необходимые расчетные данные: размер антенны, число излучателей, частота генерируемых волн;
- поле, отражающее результаты расчета ширины сектора качания луча.

Разработанный программный продукт позволяет смоделировать работу фазированной антенной решетки и рассчитать ширину лепестка диаграммы направленности такого устройства.

Диаграмма направленности является основным функциональным параметром антенны. Методика расчета ширины сектора сканирования луча в фазированной антенной решетке и программное обеспечение PAR позволили в автоматизированном режиме смоделировать работу фазированной антенной решетки и рассчитать ширину лепестка диаграммы направленности такого устройства.

## **Development of methods and tools for automated calculation of the beam scanning sector width in phased array antenna**

Vdovichenko D.V., Evsevichev D.A., Maksimova O.V.  
UISTU, Ulyanovsk

A phased array antenna is an indispensable component in modern transceivers. Especially for special-purpose machinery. The paper presents a method for calculating the beam scanning sector width in phased array antenna, which was implemented in the algorithm and software product "PAR".

Modern technical solution of the antenna with electronic scanning is presented in the form of lattice sites in which is located simple electromagnetic wave emitters. Power circuits of emitters arranged so that each transmitter radiation emits coherently with all other transmitters radiation, while the phase of the emitted waves varies according to a given law. Changing the phase distribution on the emitters allows to generate the antenna beam in a given direction.

The antenna input is represented by one waveguide, which connects to the electronic system. Shifters are located between the input of the antenna and transmitters. They are operated by a single control unit and formed the desired phase change on the emitters.

The program "PAR" was written in Delphi 7 and it is a module for calculating the width of the directivity pattern main lobe of the phased array antenna. The program was made as an executable file which is run from the operating system.

The program window is divided into three areas:

- area with the investigated model design;
- area of the original data, where the necessary design data are given: the size of the antenna, the number of emitters, the frequency of the generated waves;
- field with the results of the calculation of the beam scanning sector width.

The developed software allows to simulate a phased array antenna and to calculate the width of the directivity pattern lobe of the device.

The directivity pattern is the main functional parameter of the antenna. Methods of calculating the beam scanning sector width in the phased array antenna and software "PAR" allowed us to automatically simulate the work of the phased array antenna and to calculate the width of the directivity pattern lobe of such a device.

**Результаты моделирования динамики транспортных средств большой грузоподъемности с применением управляемых комбинированных силовых и автономных приводных модулей на базе вентильно-индукторных приводов и магнитожидкостных технических средств**

Валяев О.А., Ведров Д.Н., Волков Н.Ю., Герасимов Н.А., Каримов А.О., Лысов С.Е., Сантоян Х.Х., Сова В.А., Чернецкая М.Л.  
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»-«КБ «Мотор», МАДИ, г. Москва

Цель исследований состоит в синтезе схем системы управления совокупностью автономных вентильно-индукторных приводов (ВИП) в составе электромеханической трансмиссии экспериментального образца подвижного агрегата, а также в усовершенствовании экспериментального образца автопоезда с активизацией колесного хода полуприцепа с учетом результатов моделирования динамики большегрузных транспортных средств (БТС) повышенной проходимости и подвижности с применением теплоэлектрических приводов на базе комбинированных силовых и автономных приводных вентильно-индукторных модулей (ВИМ) и магнитожидкостных технических средств (МЖТС).

В рамках проведенных исследований разработаны следующие новые научные результаты:

- результаты математического моделирования системы «опорная поверхность – колесный движитель с мотор-колесом на базе автономного управляемого электропривода с применением вентильно-индукторных электрических машин (ВИЭМ) – комбинированная трансмиссия – система управления комбинированной трансмиссией – подвижный агрегат (ПА) повышенной грузоподъемности и проходимости – полезная нагрузка»;
- методика синтеза системы и алгоритмов управления совокупностью автономных ВИП в составе электромеханической трансмиссии экспериментального образца подвижного агрегата с учетом условий его движения и рационального деления и передачи мощности от автономного источника энергии к ведущим колесам;
- схемы (структурная, функциональная, принципиальная) системы управления совокупностью автономных ВИП в составе электромеханической трансмиссии экспериментального образца ПА с учетом обеспечения возможности перехода на ручное управление и обратно в любой момент времени;
- усовершенствованная схема стенда (экспериментального образца ПА);



- усовершенствованная схема физической (натурной) модели ТЭП на базе ВИЭМ и ЭМК.

Применение разработанных научных результатов позволяет:

- более рационально осуществлять деление и передачу мощности от автономного источника энергии к ведущим электродвигатель-колесам;
- более полно и с минимальными затратами электрической энергии реализовать алгоритмы управления автономными приводными модулями за счет достоинств механической, электрической, пусковых и регулировочных характеристик ВИЭМ;
- обеспечить требуемые сроки эксплуатации транспортных средств высокой грузоподъемности с электрической трансмиссией, выполненной на базе ВИЭМ.

**The results of simulation of the dynamics of heavy goods vehicles using the combined power of controlled and autonomous drive modules based on valve-inductor and magnetic-drive hardware**

Valyaev O.A., Vedrov D.N., Volkov N.U., Gerasimov N.A., Karimov A.O., Lysov S.E., Santoyan H.H., Sova V.A., Cherneckaya M L.  
FSUE "TSENKI"-"CB "Motor", MADI, Moscow

The purpose of this research is the synthesis of circuits control a set of autonomous valve-inductor drives (VIP) as a part of electromechanical transmission experimental sample motion engine, as well as in the improvement of the experimental sample train with the activation of the semi-trailer wheel travel, taking into account the results of modeling the dynamics of heavy vehicles (BPS) increased permeability and mobility with the use of thermoelectric actuators based combined power and autonomous driving valve-inductor modules (VIM) and the magnetic-technical means (MZHTS).

As part of the research developed the following new scientific results:

- the results of mathematical modeling of the "footprint - wheeled mover with a motor-wheel based autonomous managed actuator with valve-inductor electric cars (VIEM) - combined transmission - transmission control system combined - mobile unit (PA) high-load and terrain - payload";
- The procedure for the synthesis of the system and a set of control algorithms for autonomous VIP composed of electromechanical transmission experimental sample motion engine with regard to the conditions of its motion and rational division and transfer of power from an independent power source to the drive wheels;
- of the (structural, functional, schematic) a set of stand-alone management system as part of the VIP electromechanical transmission experimental sample PA with a view to ensuring the possibility of switching to manual control and back at any time;

- improved scheme stand (experimental sample PA);
- improved physical (full-scale) model based on the TIC VIEM and EHR.

Application of the developed scientific results, you can:

- more efficiently carry out the division and transfer of power from an independent power source to the drive motor-wheels;
- a more complete and with minimal electrical energy to implement control algorithms autonomous drive modules on the merits of the mechanical, electrical, starting and adjusting characteristics VIEM;
- to provide the required service life of vehicles with high capacity electrical transmission, made on the basis VIEM.

### **Адгезия 3D масок к печатной плате**

Горелов А.О.

МАИ, г. Москва

При разработке новых технологий основной задачей является отработка технологического процесса, что невозможно без проведения полного комплекса испытаний на совместимость используемых компонентов, надежность и отказоустойчивость конечного изделия. Целью данной работы являлось изучение характеристик адгезии материала 3D маски к поверхности печатной платы. Изучение данного вопроса необходимо для выработки технологии предварительной подготовки поверхности печатной платы.

В настоящее время существует множество способов обработки поверхности: начиная от широко применяемой механической абразивной обработки и заканчивая высокотехнологичными методами, такими как лазерная обработка или обработка плазмой. Основные виды методов:

- механические;
- химические;
- комбинированные.

В то же время все методы обработки оказывают различное влияние на медные проводники, промежуточные покрытия и диэлектрическое основание печатной платы. Как правило обработка диэлектрического основания, в отличие от медных проводников или промежуточного покрытия, не дает столь ощутимого эффекта по улучшению адгезионных свойств. Для решения данной проблемы дополнительно предлагается наносить первый слой 3D маски на печатную плату предварительно прогретую выше температуры стеклования диэлектрика. Поскольку материал паяльной маски имеет эпоксидную основу, схожую с основой стеклотекстолита, данный прием позволит

добиться прочного соединения между 3D маской и диэлектрическим основанием.

### **Adhesion of 3D masks to the PCB**

Gorelov A.O.

MAI, Moscow

The main task in the development of new technologies is to develop the workflow that is impossible without a full set of tests on the compatibility of the components used, the reliability and fault tolerance of the final product. The aim of this work was to study the characteristics of the adhesion of the 3D mask to the surface of the PCB. The study of this question is necessary for develop the technology of pre-treatment of the surface of the PCB.

Currently, there are many methods of surface treatments, beginning from a widely used mechanical abrasive and finishing with high-tech methods such as laser machining or plasma treatment. The main types of methods are:

- mechanical;
- chemical;
- combined.

At the same time, all processing methods have different effects on the copper conductors, intermediate coatings and a dielectric base of PCB. Typically, the processing of the dielectric base, unlike copper conductors or intermediate coating does not give such a noticeable effect for improving the adhesion properties. To solve this problem further is proposed that the first layer of the 3D mask should be applied on the PCB preheated above the glass transition temperature of the dielectric. Because the material of solder mask has an epoxy base, similar to the basis of fiberglass, this technique will ensure a firm connection between the 3D mask and dielectric substrate.

### **Программный комплекс управления рисками проектирования радиоэлектронной аппаратуры**

Дембицкий Д.Н.

МАИ, г. Москва

В условиях конкуренции и жестких ограничений бюджетного финансирования исследование рисков проектирования приобретает большое прикладное значение и вызывает интерес у разработчиков радиоаппаратуры. Оптимизация затрат и сокращение сроков создания сложной радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) при выполнении требований тактико-технических характеристик становится главным фактором успешного функционирования проектных и производственных организаций.

В данной работе рассмотрены модели, позволяющие связывать тактико-технические характеристики РЭА с планированием и контролем

графиков проектирования и производства изделий, создавать методы выбора технических решений, учитывающие факторы риска и адекватно интерпретирующие механизмы воздействия на риски. Создание РЭА - сложный многовариантный процесс, подверженный разнообразным и часто непредсказуемым событиям, полное описание которых крайне затруднительно. Поэтому была предложена формализация процесса проектирования с использованием аппарата математической статистики, которая позволяет выделять наиболее существенные факторы риска, влияющие на его характеристики. При разработке статистической математической модели использовано представление процессов проектирования в виде потока событий, воздействующих на промежуточные и окончательные результаты.

Предложенный подход положен в основу методов и алгоритмов оптимизации проектирования РЭА с позиций сокращения ресурсных затрат и времени завершения работ. На его базе разработан программный комплекс управления рисками проектирования в составе САПР радиолокационных станций.

### **Risk management software for design of electronic equipment**

Dembitsky D.N.

MAI, Moscow

In the competitive environment and the severe restrictions of budget financing of study design risks is of great practical importance and are interested in the development of radio. Optimizing costs and shortening the construction of complex electronic equipment (REE) in implementing the requirements of tactical and technical characteristics is becoming a major factor in the success of the design and manufacturing organizations.

In this paper we consider a model that links the performance characteristics of REE with the planning and control charts design and production, to create methods for selecting technical solutions that take into account risk factors and adequately interpret the mechanisms of influence on risk. Create REE - complex multivariate process subject to varied and often unpredictable events, a full description of which is extremely difficult. It was therefore a formalization of the design process using the apparatus of mathematical statistics, which allows you to select the most significant risk factors that affect its performance. In developing the mathematical statistical model used the representation of the design in the form of a stream of events affecting the intermediate and final results.

The proposed approach is the basis of methods and algorithms to optimize the design of REE from the standpoint of reducing resource costs and time of completion of the work. At its base is designed software system of risk management as part of the CAD design radar.

## **Отечественные микросхемы интерфейса Ethernet для специальной аппаратуры**

Дьячков П.Л.

ПКК «Миландр», г. Москва

Ethernet-решения за последние несколько лет глубоко проникли не только в компьютерные сети, но и в системы сбора данных. В настоящее время на основе интерфейса Ethernet строятся охранные и противопожарные системы, ведется удаленный мониторинг и управление различными промышленными объектами. Ввиду простоты реализации и наличия большого объема наработанного программного обеспечения, Ethernet-решения применяются для создания сетей внутри подвижных объектов, в частности, в авиации.

Такая популярность интерфейса обусловлена сразу множеством достоинств: высокая скорость передачи данных, защита данных при передаче, малая потребляемая мощность. Поэтому неудивительно, что интерфейс Ethernet востребован и у разработчиков специальной техники. Но, к сожалению, до последнего времени, существующие отечественные электронные компоненты не позволяли обеспечить в полной мере независимость от импортных микросхем. Данный доклад посвящен микросхемам, разработанным компанией ЗАО «ПКК Миландр», позволяющим реализовать все достоинства Ethernet-интерфейса в специальной аппаратуре.

### **Russian integrated circuit of Ethernet interface for high- reliability equipment**

Dyachkov P.L.

ICC "Milandr", Moscow

Over the last years, the Ethernet-solutions have deeply penetrated not only in computer networks, but also in the data acquisition system. Currently the Ethernet-solutions are the basis for security and fire protection systems and for remote monitoring and control of various industrial facilities. Due to ease of implementation and availability of the large amount of accumulated software, Ethernet solutions are used to create networks within moving objects, particularly in aviation.

The popularity of the interface is caused by a set of advantages: high speed of data transmission, data protection during transmission, low power consumption. It is therefore not surprising that the Ethernet interface is popular among developers of high-reliability equipment. However, until recently, the existing domestic electronic components did not allow to provide import chips independence. This report is devoted to Milandr

integrated circuits, allowing to realize all advantages of the Ethernet-interface in high-reliability equipment.

**Концепция, принципы, методы и технические средства создания  
большегрузных транспортных средств с применением  
комбинированных силовых и автономных приводных модулей  
на базе вентильно-индукторных приводов и магнитожидкостных  
технических средств**

Буланов С.В., Драгун Д.К., Сизанов А.В., Егоров О.В., Ерусланкин С.А.,  
Мазлумян Г.С., Маринко А.Н., Сова А.Н., Чертов Е.А.  
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»-«КБ «Мотор», г. Москва, МАДИ, г. Москва

Цель исследований состоит в создании нового поколения большегрузных транспортных средств (БТС) повышенной проходимости и подвижности с применением теплоэлектрических приводов на базе комбинированных силовых и автономных приводных вентильно-индукторных модулей (ВИМ) и магнитожидкостных технических средств (МЖТС).

Результаты исследований включают в свой состав:

- концепцию, принципы и методы создания БТС с применением комбинированных силовых и автономных приводных модулей на базе вентильно-индукторных приводов (ВИП) и МЖТС;
- математическую и физическую (экспериментальный образец) модели комбинированного силового модуля на базе двигателя внутреннего сгорания и вентильно-индукторного генератора (ВИГ);
- математическую и физическую (экспериментальный образец) модели автономного приводного модуля (АПМ) на базе ВИП;
- математическую модель гидротрансформатора с применением магнитожидкостных и электромагнитных технических средств;
- программу и методику испытаний автопоезда «тягач КЗКТ (МАЗ) – полуприцеп МАДИ-2014» с автономными ВИП;
- результаты теоретических и экспериментальных исследований, направленных на расширение функциональных возможностей, улучшение технических и эксплуатационных характеристик транспортных средств большой грузоподъемности с применением теплоэлектрических приводов на базе комбинированных силовых и автономных приводных ВИМ и МЖТС;
- предложения в технические требования проектов технических заданий на выполнение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию нового поколения транспортных средств большой грузоподъемности с применением комбинированных трансмиссий на базе вентильно-индукторных электрических машин и магнитожидкостных технических средств.

Практическая значимость исследований состоит в:

- значительном повышении профильной проходимости транспортных средств большой грузоподъемности (автопоездов) при движении в сложных дорожных условиях в диапазоне эксплуатационных скоростей: максимальный угол преодолеваемого подъема увеличен с  $6^0$  до  $18^0$ ;
- существенном повышении подвижности транспортных средств большой грузоподъемности (автопоездов) в зимний период времени года, а также в условиях весенней и осенней распутицы.

**The concept, principles, methods and technical means to create heavy-duty vehicles with combined power and autonomous drive modules based on valve-inductor and magnetic-drive hardware**

Bulanov S.V., Dragun D.K., Sizanov A.V., Egorov O.V., Eruslankin S.A., Mazlumian G.S., Marinko A.N., Sova A.N., Chertov E.A.  
FSUE "TSENKI"- "CB "Motor", MADI, Moscow

Increases the importance of the development and use on special wheeled chassis (SKSH) traction electric drive (TEP). Development of electric transmission (ET) for wheeled vehicles (TC) conducted in the following areas: DC, AC-DC, AC-permanent and alternating currents.

There are now several prototypes SKSH with electric transmission of the Minsk Wheeled Tractor Plant (MWTP). Design and manufacture of electric transmissions for SKSH made mainly of a leading organization - Novosibirsk Research Institute of complete electric technical order MZKT. The present level of development of electronics allows even now at powers of traction electric machines used to SKSH create frequency converters with significant performance, relatively simple circuitry and the much smaller mass-dimensional parameters.

The purpose of this research is to create a new generation of heavy-duty vehicles (BPS) terrain and mobility with thermoelectric actuators based combined power and autonomous driving valve-inductor modules (VIM) and the magnetic-technical means (MZHTS).

The results of studies include in its membership:

- the concept, principles, and methods of making the BPS using the combined power and autonomous drive modules based on valve-inductor drives (VIP) and MZHTS;
- the mathematical and physical (experimental sample) model combined the power module on the basis of an internal combustion engine and valve-inductor generator (TIG);
- mathematical and physical (experimental sample) model of autonomous drive module (APM) on the basis of VIP;

- a mathematical model of the converter with the use of magnetic-and electromagnetic means;
- Tests program trains "tractor KZKT (MAZ) - semi-MADI-2014" with autonomous VIP;
- The results of theoretical and experimental studies aimed at enhancing the functionality, better technical and operational characteristics of heavy goods vehicles using thermoelectric actuators based on combined power and autonomous driving and VIM MZHTS;
- proposals to the technical requirements of projects of technical specifications for the implementation of research and development work on a new generation of heavy goods vehicles using combined transmission based on valve-inductor magnetic-electrical machinery and technical equipment.

The practical significance of the research is to:

- a significant increase in cross-profile heavy-duty vehicles (trucks) when moving in the difficult road conditions in the range of operating speeds: maximum angle Gradeability increased from 60 to 180;
- a substantial increase in the mobility of heavy vehicles (trucks) in the winter season, as well as in terms of the spring and

### **Метод ускорения функционального моделирования с использованием системы на кристалле**

Данилов А.М., Жданов А.А.  
МАИ, г. Москва

При разработке цифровых устройств на базе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) важным этапом является функциональное моделирование устройства. Для решения данной задачи можно использовать следующие методы:

- использование специальных систем автоматизированного проектирования,
- использование специальных программно-аппаратных комплексов.

Первый подход позволяет разработчику производить функциональное моделирование с использованием персональных компьютеров общего назначения, однако моделирование всего нескольких миллисекунд работы сложного технического устройства может занимать длительное время, от нескольких часов до нескольких дней.

Для ускорения процесса отладки применяются программно-аппаратные комплексы, эмулирующие работу целевого устройства с помощью аппаратных средств, в частности, с помощью ПЛИС. Существующие на рынке решения, такие как MentorGraphics Veloce, Synopsys ZeBu Server-3обладают значительными возможностями, но и,



как правило, высокой ценой. Альтернативой использованию дорогостоящих аппаратных эмуляторов является разработка собственных отладочных комплексов, основными элементами которых являются ПЛИС, в которые загружается целевая «прошивка», и управляющая вычислительная машина (ВМ). В этом случае появляется необходимость создания специализированных средств сопряжения, обеспечивающих обмен данными между ПЛИС и управляющей ВМ в соответствии с заданными протоколами взаимодействия, требуемой пропускной способностью и электрическими параметрами.

В данной работе предлагается использовать для эмуляции специализированную систему на кристалле (СнК), интегрирующую процессор и ПЛИС. В данной концепции предполагается в ПЛИС прошивать логическую модель разрабатываемого устройства, а с помощью процессора и запущенного на нем программного обеспечения эмулировать входные воздействия для прошивки и записывать сигналы откликов прошивки в файл для последующего анализа результатов на компьютере и отладки логической модели устройства. Использование СнК позволяет не только обеспечить существенное ускорение процесса функционального моделирования, но избежать лишних аппаратных затрат добиться максимальной пропускной способности при передаче данных между ПЛИС и управляющей ВМ (процессором). Низкая цена, а также наличие готовых отладочных плат и программного обеспечения делает возможным применение данного подхода к разработке небольших проектов.

### **A SoC-based approach for functional verification acceleration**

Danilov A.M., Zhdanov A.A.

MAI, Moscow

One of the main stages in process of the development of devices based on field programmable gate arrays (FPGA) is a functional verification. There are two main ways of the functional verification of FPGA-based devices:

- using special computer aided design (CAD) systems,
- using special hardware/software systems.

The first way allows developer to perform the functional verification by means of general purpose computer, but verification of only few minutes of FPGA-based device operation may take a long time, up to several days.

To accelerate the functional verification and debuggin gspecial hardware/software systems are used. Suchsystemsemulateanoperationofthe targetdeviceby means of hardware, in particular by means of FPGAs. There are some ready-made commercial solutions such as Mentor Graphics Veloce, Synopsys ZeBu Server-3 that have great opportunities, but also a high cost. Analternative to using the expensive ready-made hardware emulation systems

isadevelopment of your own debugging systems main components of which are FPGAs, configured by target firmware, and the control computer. In this case it is necessary to develop paspecial inter face unit providing data exchange between FPGA and control computerin accordance with preset exchange protocols, required bandwidth and electrical parameters.

In this paper, we offer to use special system on chip (SoC) which includes processor and FPGA to emulate the FPGA-based devices. In this concept we propose configure FPGA as the target device (by the target firmware), and by the processor and a software, running on it, emulate incoming impacts for FPGA and write response signals from FPGA to a file. Then we can analyze results and debug a logic model of the target device. Using of SoC allows not only accelerate functional verification process, but also avoid extra hardware resources and achieve maximum bandwidth between FPGA andprocessor. Low cost, ready-made developing boards and software make it possible to apply this approach to developing small projects.

### **Оценка энергетического потенциала сигнала в GPS/ГЛОНАСС приёмниках**

Жодзишский Д.М.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось сравнение различных алгоритмов оценки энергетического потенциала (ЭП) сигнала в GPS/ГЛОНАСС приёмниках. Под ЭП понимается отношение мощности сигнала  $S$  к односторонней спектральной плотности белого гауссовского шума  $N_0$ .

Правильная оценка ЭП важна сразу для нескольких задач: выставления весов при вторичной обработке, оценки качества слежения, индикации затенения и пропадания сигнала, выставления порогов в адаптивных системах и т.д.

Оценка ЭП производится с помощью корреляционных сигналов I (Inphase) и Q (Quadrphase) (или, если пренебречь ошибкой слежения ФАП, только I). В последнем случае ЭП пропорционален отношению квадрата математического ожидания компоненты I к дисперсии этой компоненты, причём это отношение не зависит от параметров приёмника (числа уровней квантования входного и опорного сигналов, частоты дискретизации и др.). Таким образом, первый из рассмотренных способов оценки ЭП основан на измерении математического ожидания и дисперсии компоненты I в реальном времени. Второй способ основан на том, что дисперсия компоненты I практически не зависит от ЭП и для каждого типа приёмника её можно вычислить заранее. Это связано с тем, что на входе АЦП в высокоточных GPS/ГЛОНАСС приёмниках отношение сигнал/шум значительно меньше единицы и обычно используется малоуровневое (одно-двух битовое) квантование входной

смеси сигнала и шума. При двух битовом квантовании используется устройство автоматической регулировки усиления, поддерживающее постоянное отношение мощности входной смеси на входе АЦП. Второй способ существенно повышает точность оценки ЭП, но делает алгоритм менее робастным.

Было проведено сравнение данных способов оценки ЭП, в результате были показаны преимущества и недостатки этих способов. Также было проведено сравнение алгоритмов оценки ЭП только по компоненте I и по совокупности I и Q. Проведено сравнение точности оценок ЭП данными алгоритмами с теоретически оптимальным (по среднеквадратическому критерию) алгоритмом.

### **Estimation of signal energy potential in GPS/GLONASS receivers**

Zhodzishsky D.M.

MAI, Moscow

The aim of this work was to compare different algorithms of estimating signal energy potential (EP) in GPS/GLONASS receivers. EP is the ratio of signal power  $C$  to the one-side spectral density of white Gaussian noise  $N_0$

Correct evaluation of EP is important for several tasks: weighting in secondary processing, estimation of tracking quality, indication of shading and signal breakdowns, thresholding in adaptive systems etc.

EP is measured by correlation signals I (Inphase) and Q (Quadrature) (or if PLL errors are neglected, only I). In the latter case EP is proportional to the ratio of the second degree of mathematical expectation for I to dispersion of the same component, the ratio does not depend on receiver parameters (the number of quantization levels of the input and reference signals, sampling frequency etc). The first method of the considered techniques is based on measuring mathematical expectation and dispersion for I component in real time. The second method is based on the fact that the dispersion of I component is independent of EP and for each receiver type it can be pre-calculated. This relates to SNR being much less than unit at the ADC input in high-precision GPS/GLONASS receivers and low-level quantization (one-two bit) is normally applied to the input signal-noise mixture. In two-bit quantization an automatic gain control (AGC) device is used, the AGC maintaining a constant ratio of the input mixture power at the ADC input. Such a method substantially increases EP estimate accuracy but makes the algorithm less robust.

A comparison of these methods of estimating EP has been performed, the advantages and disadvantages of each method over the others being revealed. Algorithms of evaluating EP were also compared only by component I and by I and Q components together. EP estimate accuracies have been compared with that of the optimal theoretical algorithm (according to RMS criterion).

## **Сверхширокополосное согласование антенн Вивальди**

Жуков А.Н.<sup>1,2</sup>, Жуков Р.В.<sup>3</sup>, Жильцов Д.А.<sup>3</sup>

<sup>1</sup>ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, <sup>2</sup>МИРЭА, <sup>3</sup>МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось изучение антенн Вивальди (АВ) с низким уровнем коэффициента стоячей волны по напряжению (КСВН) и определение их характеристик согласования по закону расширения щелевой линии профиля антенны.

На первом этапе были определены размеры и типы АВ (с подложкой и без подложки), также определены законы, по которым расширяется щелевая линия – экспоненциальный, синусоидальный и косинусоидальный.

На втором этапе были построены 6 моделей антенн – на каждый тип по 3 и проведено их электродинамическое моделирование.

На заключительном этапе полученные характеристики согласования были сопоставлены друг с другом. Рассчитаны средние КСВН в диапазонах частот 2...20 ГГц. После сравнения полученных значений оказалось, что минимальный средний КСВН имеют антенны с подложкой щель, которой расширяется по косинусоидальному закону и антенна без подложки щель, которой расширяется по экспоненциальному закону расширения. Значения среднего КСВН в диапазоне частот составляет соответственно 1,93 и 1,94. Отмечено что щель с косинусоидальным расширением на подложке имеет большее согласование, чем с экспоненциальным расширением, что соответствует теории плавных переходов.

Практической значимостью проведенного исследования является то, что на полученные характеристики можно ориентироваться при выборе типа и вида АВ для радиотехнических станций. Это позволяет добиться лучших характеристик и сократить время на разработку антенны или антенной системы.

## **Ultra-wideband antennas Vivaldi matching**

Zhukov A.N.<sup>1,2</sup>, Zhukov R.V.<sup>3</sup>, Zhiltsov D.A.<sup>3</sup>

<sup>1</sup>CSRREI named after A.I. Berg, <sup>2</sup>MIREA, <sup>3</sup>MAI, Moscow

The purpose of this research was analysis of antenna Vivaldi (AV) with the low stage of voltage standing wave ratio (VSWR) and their characterization by the rule of slotline widening of the antennas profile.

First of all, sizes and types (with and without base) of AV were determined, also there were determined rules of the slotline widening: exponential, alternating (sinusoidal) and cosinusoidal ones.

Secondary, there were made 6 models of antennas - 3 models for each type. Their electrodynamic modeling also was made.

In conclusion, characterization results were compared to each other. Medial VSWR in the frequency range from 2 to 20 GGZ were calculated. After comparison of collected results, it turned out to be, that antenna with the base and the slotline widening by cosinusoidal rule, and antenna without the base and the slotline widening by exponential rule have a minimal medial VSWR. Definitions of medial VSWR in the frequency range are 1,93 and 1,94 consequently. According to the theory of cross fading, there was mentioned, that cosinusoidal widening slotline with the base has better matching, than exponential one.

The practical importance of this analysis is in the fact, that we can be about these collected characteristics while choosing the type and the kind of AV for radio stations. It allows to achieve the best characteristics and to shorten time for antenna or antenna system design.

### **Широкополосные излучатели для приёмо-передающих модулей третьего поколения**

Зыков Л.С., Кондратьева С.Г., Шмачилин П.А.  
МАИ, г. Москва

В настоящее время набирают популярность совмещённые бортовые антенные системы, а также возникает необходимость в расширении функциональных возможностей бортовых систем связи. Антенные решетки при этом могут одновременно работать в нескольких частотных диапазонах или широкой полосе частот. К основным требованиям, предъявляемым к бортовым антенным решёткам, добавляется необходимость работы в широком секторе углов, массогабаритные требования и т.п.

В литературе приводятся различными антенные решетки с тремя основными способами обеспечения многодиапазонности: совмещённые антенные решётки, широкополосные/сверхширокополосные антенные решётки и перестраиваемые антенные решётки. В последнее время всё большую популярность приобретают широкополосные приёмо-передающие модули на основе технологии LTCC, так как данная технология позволяет осуществлять монтаж печатного излучателя непосредственно на корпусе приёмо-передающего модуля. Часть приёмо-передающих модулей, производящихся на сегодняшний день в России и за рубежом, создаётся именно на основе вышеприведённой технологии.

Широкополосные и многодиапазонные антенные решетки строятся на основе широкополосной распределительной системы и антенного полотна. К излучателям таких решеток предъявляются требования по согласованию в полосе частот. Частотные характеристики согласования целесообразно рассчитывать при взаимодействии излучателей в

решетке. В докладе рассмотрены различные варианты излучателей, их характеристики направленности и частотные характеристики. Для конструкции, имеющей минимальные массогабаритные характеристики, выполнена параметрическая оптимизация. В результате оптимизации определены размеры раскрыва, ширина шлейфа, а также угол раскрыва плеч выбранного излучателя. В приведенных электродинамических моделях возбуждение осуществляется коаксиальным портом.

Таким образом, определены схемы построения бортовых совмещённых антенных решеток с широкоугольным сканированием. Разработаны электродинамические модели различных вариантов построения антенного полотна. Рассмотрены различные варианты систем, обеспечивающих широкополосную работу. Определены параметры антенного полотна и характеристики распределительной системы.

### **Wideband radiators for 3<sup>rd</sup> generation transmit/receive modules**

Zykov L.S., Kondrat'eva S.G., Shmachilin P.A.

MAI, Moscow

Combined on-board antenna systems are gaining popularity today as the need in expanding the functionality of the on-board communication systems. On the other side, some antenna arrays may operate on several bands simultaneously or in wideband mode. Wide angle operation, mass and dimension requirements, etc are also being added to primary requirements towards on-board antenna arrays.

A variety of antenna arrays with three different ways of obtaining multi-band operation are shown in literature: combined antenna arrays, wide-band and reconfigurable antenna arrays. More and more popularity is gained today by wideband transmit-receive modules based on LTCC technology, because it allows to mount patch radiator directly on the transmit/receive module casing. Part of all the third generation transmit-receive modules in Russia and around the globe are produced using that technology.

Wideband and multi-band antenna arrays are constructed based on wideband distribution system and antenna aperture. There are also frequency matching requirements for the radiators of these antenna arrays. A variety of antenna radiators and their directivity and matching characteristics are considered in the report. Parametric optimization is performed for construction that has minimal dimensions characteristics. The optimization outcome allows to define the radiator overall size, shelf width and radiator side angle. The excitation at the given simulation is carried out by coaxial port.

Thus, the layout of on-board antenna array with wide angle scanning is defined. Electrodynamics models for a variety of aperture layouts are

developed. A variety of wideband systems is considered. Parameters of antenna aperture and distribution system characteristics are defined.

### **Удаленный контроль электрических цепей**

Игнатенко А.В., Исаев В.В.

МАИ, г. Москва

В последние годы мир невозможно представить без электричества. Электроприборы окружают нас всюду: дома, на улице, на даче, в гараже, не говоря уже о предприятиях, большинство из которых давно автоматизированы. Работоспособность электрооборудования во многом зависит от параметров электросети, наблюдение за которыми в условиях реального времени может быть осложнено рядом различных факторов. Именно поэтому особенно остро встает вопрос обеспечения непрерывного мониторинга параметров электрической сети.

Актуальность проблемы заключается в том, что многие устройства, существующие в настоящее время, не удовлетворяют в полной мере всем требованиям, предъявляемым к максимально функциональной и простой в использовании информационной системе мониторинга (ИСМ), позволяющей не только снимать показания, но и, в случае необходимости, произвести удаленное обесточивание некорректно функционирующего подключенного к ИСМ объекта.

Подобная ИСМ позволит удаленно наблюдать за работой электрической цепи, отслеживая ее основные параметры (такие как сила тока, напряжение цепи и/или частота) и энергопотребление подключенных в эту цепь электроприборов. Помимо основного функционала (мониторинга и управления электропитанием) предусмотрена возможность обнаружения ошибок, свидетельствующих о неисправностях цепи, за любой промежуток времени, которая обеспечивается включением в функционал ИСМ специальной базы данных. Кроме того, ИСМ способна измерять параметры окружающей среды, такие как температура и влажность воздуха, для расчета их влияния на работоспособность приборов.

Перед разработкой ИСМ необходимо решить ряд вопросов связанных непосредственно с ее функционалом, создав так называемую аппаратно-технологическую базу (АТБ) системы. В создание АТБ входит: обеспечение приемлемой точности с минимальными затратами датчиков тока и напряжения, выбор технологии передачи данных, устройства обработки данных и устройства индикации (если в таковом есть необходимость), написание ПО, а также разработка конструктива готового изделия.

## **Remote control of electric circuits**

Ignatenko A.V., Isaev V.V.

MAI, Moscow

In recent years become impossible to imagine the world without electricity. Electric devices are everywhere: at home, outside, at the country-house, in the garage, not to mention different factories, most of which are automated. The working order of electrical equipment depends on electric circuit parameters, real-time observation of which is complicated by the variety of different factors. Therefore the problem of ensuring of a continuous electrical parameters monitoring is quite acute.

Urgency of the problem lies in the fact that currently available devices do not measure up all the requirements applicable to maximum functional and easy-to-use monitoring information system (MIS), which allows not only to take readings, but also to accomplish remote deenergization of the incorrectly functioning connected to the MIS object.

Such MIS will allow remote observation of the work of the circuit, tracking its main parameters (such as current, voltage and/or frequency) and power consumption of devices connected to the circuit. Besides the basic functionality (circuit monitoring and power management), the possibility of circuit failure indicating error detection in any period of time is contemplated which is provided by inclusion of a special database to MIS functionality.

Before the MIS development it is necessary to solve the number of issues directly related to its functionality, creating the so-called hardware-technologic base (HTB) of the system. HTB creation includes: acceptable precision assurance with minimal power consumption of power and voltage sensors, data transmission technology choice, data processing device choice, display device choice (if needed), software writing and development of structural elements of the finished product.

## **Метод оценки полосы сигнала стандарта LTE по корреляционной кривой циклического префикса**

Казачков В.О.

МАИ, г. Москва

Оценка занимаемой полосы сигнала – это важная операция при решении задачи спектрального мониторинга радиосигналов. В данной работе предложен метод оценки полосы для сигнала стандарта Long Term Evolution (LTE), основанный на использовании циклического префикса.

Циклический префикс в системах с ортогональным частотным разделением каналов (Orthogonal frequency-division multiplexing - OFDM) используется для борьбы с межсимвольной интерференцией.



Формируется циклический префикс путем дублирования фрагмента полезной информации с конца OFDM символа в его начало. Стандартом LTE определены возможные значения полосы сигнала в 1,4, 3, 5, 10, 15 и 20 МГц (в случае агрегации каналов возможно объединение до 5 сигналов с одинаковой полосой). Для каждой полосы сигнала циклический префикс имеет различную длительность и состоит из фиксированного количества отсчетов обратного быстрого преобразования Фурье (ОБПФ) (Inverse Fast Fourier Transform - IFFT). Так же в стандарте применяется нормальный и расширенный циклический префикс. В случае нормального префикса слот состоит из 7 OFDM символов, в случае расширенного из 6. На этих свойствах базируется предлагаемый метод.

В основе метода лежит построение корреляционной кривой циклического префикса, эта же операция применяется в стандарте, например, для грубой временной синхронизации с началом слота. Метод является переборным и для каждого возможного значения полосы сигнала выделяется окно, соответствующее длительности циклического префикса. Дальнейшие операции связаны с анализом полученных корреляционных кривых циклического префикса. Метод определяет количество локальных максимумов корреляционной кривой. В случае выявления 7 или 6 локальных максимумов (7 для нормального и 6 для расширенного префикса) корреляционной кривой, текущий размера наблюдаемого окна сопоставляется полосе сигнала, для которой он применяется, и выносится решение о значении полосы принимаемого сигнала стандарта LTE.

Эффективность метода подтверждена на имитационной модели, созданной в среде Matlab/Simulink. Моделирование проводилось для канала с аддитивным белым Гауссовским шумом. Достоверность определения полосы составила 90% при отношении сигнал/шум в диапазоне от -5 до 30 дБ.

Метод проводит оценку полосы без знания какой-либо информации о принимаемом сигнале, что позволяет так же использовать его для идентификации LTE сигнала, и обеспечивает высокую точность оценки полосы даже при низком отношении сигнал/шум. Метод имеет так же недостаток: в случае агрегации каналов, определяется не суммарная полоса, а полоса лишь 1 сигнала.

## **Bandwidth estimation method for LTE signal, based on cyclic prefix correlation curve**

Kazachkov V.O.

MAI, Moscow

Bandwidth estimation is important operation in spectrum monitoring. In this article we propose bandwidth estimation method for LTE signal, based on cyclic prefix correlation curve.

In Orthogonal Frequency Division Multiplexing (OFDM) systems, a cyclic prefix (CP) is used for mitigates the problems of Inter Symbol Interference (ISI). CP is formed by copying the last  $N$  samples from the OFDM symbol and adding those samples to the front part. LTE supports scalable bandwidth (1.4, 3, 5, 10, 15 and 20 MHz). Also LTE support carrier aggregation. For each value of signal bandwidth CP consist of different numbers samples of Inverse Fast Fourier Transform (IFFT). Also in LTE is used normal and extended CP. Slot consist of 7 OFDM symbols for normal CP and 6 OFDM symbols for extended CP. Proposed method is based on this properties.

Method is based on the construction of cyclic prefix correlation curve. The same operation is used in LTE for rough time synchronization with the beginning of slots. Proposed method is exhaustive search. For each possible value of the signal bandwidth is allocated window, corresponding to the length of the cyclic prefix. Further operations associated with the analysis of the obtained cyclic prefix correlation curves. The method determines the number of local maxima of the correlation curves for each band. In case of 6 or 7 local maxima (7 for normal and 6 for the extended CP) of the correlation curve, the current size of the observation window is used for determination of signal bandwidth.

A simulation model in Matlab/Simulink confirms high efficiency of described method. Simulation was carried out for channel with Additive White Gaussian Noise (AWGN). Accuracy of bandwidth estimation is 90%, when signal to noise ratio (SNR) from -5 dB to 30 dB.

Proposed method is Non-Data Aided (NDA) method, it is possible to utilize this method for identification of LTE signal. Method provides high performance estimation even for low SNR, but does not work if carrier aggregation is used.

## **Синтез многорезонансных моделей пассивных электронных компонентов и моделирование на их основе LC-фильтра**

Калимулин И.Ф., Заболоцкий А.М., Газизов Т.Р.

ТУСУР, г. Томск

Для обеспечения надёжного функционирования радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов (КА) выполняются комплексные

испытания, в частности, на электромагнитную совместимость (ЭМС). Однако, они занимают много времени, дорогостоящи, и КА может не пройти их с первого раза. Кроме этого, если в результате испытаний установлено, что параметры КА выходят за установленные уровни, то неочевидно, какие изменения необходимо внести в электрическую схему или конструкцию печатной платы, чтобы повторные испытания на ЭМС прошли успешно. Известным решением является тщательное экранирование с запасом, но оно значительно увеличивает массогабаритные и стоимостные показатели. Поэтому, всё чаще вместе с моделированием функциональных и схемотехнических решений целесообразно выполнение моделирования испытаний на ЭМС. Однако, чтобы получить корректные результаты моделирования испытаний, необходимы модели компонентов и межсоединений, корректно описывающие их поведение на частотах выше верхней рабочей частоты (последние рекомендации – до 100 ГГц). Характеристики пассивных компонентов в таком случае будут содержать несколько резонансов из-за влияния паразитных параметров, и для их моделирования не подойдут известные модели, предоставляемые производителями. Поэтому, возникает задача синтеза многорезонансных моделей.

Цель работы – представить результаты синтеза многорезонансных моделей компонентов LC-фильтра и анализа измеренной и смоделированной частотных характеристик фильтра в диапазоне до 40 ГГц.

Фильтр моделировался по следующей методике: 1) разработка, изготовление и обработка набора измерительных печатных плат; 2) измерение S-параметров для калибровочных плат и плат с компонентами и фильтром в диапазоне 10 МГц – 40 ГГц; 3) калибровка по алгоритму TRL (Thru-Reflect-Line); 4) сравнение результатов измерений конденсатора и индуктивности с результатами измерений производителя (соответственно, в диапазоне до 6 ГГц и 2,4 ГГц); 5) синтез модели компонентов по авторской методике; 6) вычисление характеристик фильтра и сравнение с результатами измерений.

Сравнение результатов измерений компонентов с данными производителя показало, что для конденсатора хорошо согласуется  $S_{11}$ , для индуктивности –  $S_{21}$ , некаузальное поведение наблюдается для  $S_{21}$  и  $S_{11}$  соответственно. Сравнение результатов моделирования  $S_{11}$  фильтра с измерением показало, согласованность модуля до 12 ГГц, а фазы – до 1 ГГц.

Исследование выполнено в рамках государственного задания №8.1802.2014/К Минобрнауки России. За помощь в проектировании измерительных плат и содействии в выполнении измерений автор выражает благодарность И.М. Добушу и Ф.И. Шеерману.

## **Synthesis of multi-resonance models of passive electronic components and based on them LC-filter simulation**

Kalimulin I.F., Gazizov T.R., Zabolotsky A.M.

TUSUR University, Tomsk

To ensure reliable operation of the spacecraft electronic equipment, comprehensive testing is being performed, in particular, for electromagnetic compatibility (EMC). However, it takes a lot of time, it is expensive, and the spacecraft may not pass it on the first try. Besides, if, as a result of tests, it is set that the spacecraft parameters go beyond the prescribed levels, it is not obvious which changes need to be made to the electrical circuit or printed circuit board design in order for the following EMC testing to be successful. A common solution is thorough screening with a reserve, but it significantly increases the weight, size, and cost parameters. Therefore, along with the functional and circuit design solution simulation, completion of the EMC testing simulation is feasible. However, in order to get appropriate simulation test results, component and interconnect models, which correctly describe their behavior at frequencies above the upper operating frequency (recent recommendations – up to 100 GHz), are required. Behavior of passive components in this case will contain several resonances due to the influence of parasitic parameters, and their modeling does not fit well-known models, provided by the manufacturers. Therefore, there is a task of synthesis of multi-resonance models.

The aim of this study is to present the results of synthesis of multi-resonance models of LC-filter components and analysis of the measured and simulated filter frequency response in the range up to 40 GHz.

The filter was simulated using the following procedure: 1) development, manufacturing and processing of a set of measuring PCBs; 2) measurement of S-parameters for the calibration boards and boards with components and filter in the range of 10 MHz – 40 GHz; 3) according on algorithm TRL (Thru-Reflect-Line); 4) comparing the results of measurements of the capacitor and the inductor with the results of manufacturer measurements (in the range of 6 GHz and 2.4 GHz respectively); 5) synthesis of model components by the author's method; 6) calculating the filter response and the comparison with the measurement results.

Comparison of the results of measurement of components to the manufacturer showed that the capacitor are consistent S11, inductor – S21, no causal behavior observed for S21 and S11, respectively. Comparison of simulation results with the S11 filter measurements showed consistency of module up to 12 GHz, and phase consistency – up to 1 GHz.

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. We are

grateful to I.M. Dobush and F.I. Sheyerman for their help in design of measuring PCBs and in taking the measurements.

### **Декодирование низкоплотностных кодов с использованием линейной аппроксимации гиперболических функций**

Кирьянов И.А.

МАИ, г. Москва

Современные системы связи нуждаются в мощных помехоустойчивых кодах, позволяющих быстро и надежно передавать цифровую информацию по каналам связи. Коды с малой плотностью проверок на четность демонстрируют наилучшую исправляющую способность среди всех помехоустойчивых кодов.

В основе декодирования низкоплотностных кодов лежит алгоритм «Belief propagation». Алгоритм эффективен, но сложен в силу необходимости использования гиперболических функций при расчете поправок к «мягким» априорным надежностям символов. Обойти аналитический расчет сложных гиперболических функций позволяет кусочная линейная аппроксимация.

В докладе рассмотрены различные варианты кусочных линейных аппроксимаций функций гиперболического тангенса и арктангенса и проведено имитационное моделирование с целью определения вариантов аппроксимаций, демонстрирующих наилучшую помехоустойчивость.

### **Decoding low-density parity-check codes with piecewise linear approximation**

Kirianov I.A.

MAI, Moscow

Modern communication systems need powerful error correcting codes. These codes should provide good error performance. Low-density parity-check codes have the best error correction now.

“Belief propagation” is basic decoding algorithm. It is powerful tool for decoding. Unfortunately, “Belief propagation” has a high complexity. It involves using hyperbolic tangent and arctangent functions. Piecewise linear approximation of hyperbolic functions reduce decoding complexity.

The articles describe the different variants of the piecewise approximation of hyperbolic functions and identify the best approximations.

## **Проблемы оценки сбое- и отказоустойчивости электронных устройств при осуществлении миграции проектов по маршруту ПЛИС-БМК**

Клименко А.В.  
МАИ, г. Москва

В современной авиационно-космической промышленности ПЛИС все чаще находят применение, но их использование в качестве конечных продуктов затруднено в связи с высокой стоимостью производства. Альтернативный подход разработки электронных устройств на базе СБИС (в частности БМК) предполагает значительно более длительный (а как следствие и дорогой) период разработки, но существенно меньшие затраты на серийное воспроизведение. В результате, в качестве компромисса используется двухэтапный процесс производства авиационно-космической аппаратуры: прототипирование производится на базе ПЛИС, а серийный выпуск продукции осуществляется в базисе БМК. В связи с этим возникает комплекс проблем, связанных с миграцией проектов электронных устройств с одного базиса на другой.

Методы реконфигурации принципиальных схем устройств при осуществлении данного процесса, а также вопросы унификации разработки под разные базисы у современных исследователей вызывают все больший интерес. Что характерно, вопросы оценки сбое- и отказоустойчивости в работах, посвященных данной тематике, затронуты в недостаточной мере.

С другой стороны проблемы отказоустойчивости уже достаточно изучены для устройств на конкретном базисе (ПЛИС или БМК), чему свидетельствует значительное количество публикаций на данные темы.

Целью данной работы являлся анализ влияния миграции проектов электронных устройств по маршруту ПЛИС- БМК на сбое- и отказоустойчивость конечных продуктов.

В статье приведён обзор существующих технологий производства ПЛИС и БМК, осуществлено сравнение базовых ячеек обеих технологий, а также предложен принцип определения сбое- и отказоустойчивости устройств на базе БМК на основе ПЛИС прототипирования.

### **Evaluation of Fault-Tolerant issues associated with FPGA-ULA migration**

Klimenko A.V.  
MAI, Moscow

FPGA increasingly find application in the modern aerospace, but it's using is limited in connection with the high cost of manufacturing.

An alternative approach is the development of electronic devices based on using ASICs (in particular ULA) assumes much more protracted (and as consequence more expensive) development stage, but needs significantly lower costs at the stage of serial production.

As a result, the two-staged production process is used for aerospace equipment: first stage is FPGA prototyping of the ULA based device, and the second is serial producing of this device.

A range of issues associated with FPGA to ULA migration appears.

The modern researchers are increasingly interested in reconfiguration methods of the basic schemes used while FPGA-ULA migrating and also in the issues of unification of the development of the electronic devices for various bases.

Characteristically, evaluation of Fault-Tolerant issues are not discussed in the thematic publications in the proper way.

From the other side, fault-tolerant problems for electronic devices based on FPGA or ULA are already well investigated, that could be proven by the large amount of publications on this topic.

The main purpose of this work was the analysis of the impact of the electronic devices projects migration on devices' fault-tolerance.

The article comprises a survey on the existing production technologies of FPGA and ULA, the comparison of the FPGA's and ULA's cells. The new principle of the fault-tolerance evaluation based on FPGA prototyping was proposed for electronic devices based on ULA.

### **Программный инструмент VA One от ESI Group – эффективное решение моделирования виброакустических явлений в авиакосмической промышленности**

Роберт Фидлер<sup>1</sup>, Котов В.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ESI Group, Чехия; <sup>2</sup>ESI Group, Россия

В данном докладе представлены возможности уникального программного инструмента VA One одного из лидирующих мировых разработчиков решений для виртуального инжиниринга и моделирования ESI Group.

Моделирование и предсказания возникновения и распространения шумов и вибраций для полного спектра частот: низкочастотные явления – метод конечных элементов, средний диапазон – гибридный метод, высокочастотный – метод SEA. Моделирование осуществляется в единой программной среде.

Программное обеспечение VA One – стандарт моделирования виброакустических явлений в современном авиастроении. Примеры применения в компаниях Boeing, Airbus.

Государственное законодательство, конкурентное давление и сжатые сроки развития означают, что современное авиастроительное предприятие не может ждать до тех пор, пока изделие будет выпущено, чтобы найти критические пути распространения вибрации и шума. С программным обеспечением ESI для моделирования виброакустических явлений проблемы, не учтенные при проектировании, исключаются. Оценка шума и вибрации на стадии проектирования больше не требует больших затрат и потерь рабочего времени, так как современные методы виртуального прототипирования позволяют диагностировать области и источники потенциальных шумов и вибраций в процессе разработки. Многих рисков и проблем физического изделия можно избежать путем выявления критических путей, которые нуждаются в более детальной проработке, на этапе, когда еще можно легко влиять на конструкцию будущего изделия!

ESI использует множество методов моделирования, будь то SEA модели или детальные модели конечных и граничных элементов. Программные решения для анализа шумовых и вибрационных характеристик по всему спектру частот основано на многолетнем опыте исследований компании.

Использование способа сопряженного статистического и детерминированного моделирования в гибридном подходе позволяют работать с очень подробными или, наоборот, упрощенными моделями, в зависимости от решаемой задачи. Модель уровня шума и вибраций в VA One создается за считанные часы, а процесс расчета занимает несколько минут, в том числе и на ноутбуке. Программное обеспечение ESI VA One является сегодня признанным стандартом определения источников основных путей распространения шума и вибраций на стадии проектирования и моделирования будущего изделия.

Boeing и NASA с помощью инструмента VA One от ESI Group моделируют и прогнозируют возможное вибрационное воздействие на оборудование Международной Космической Станции при орбитальной сборке узлов.

### **VA One – an efficient tool for vibroacoustic simulation in aerospace**

Fiedler Robert<sup>1</sup>, Kotov V.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ESI Group, Czech Republic; <sup>2</sup>ESI Group, Russia

Paper will present unique capabilities of ESI Group VA One software.

Full frequency spectrum (low- FE, mid – hybrid, high – SEA) can be simulated in one software environment.

VA On as a standard tool for aircraft acoustic package optimization in early design stage.



For space applications: simulation of acoustic qualification testing for payloads will be shown.

Government legislation, competitive pressure and tight development schedules mean you can't afford to wait until your product is built to find unexpected noise and vibration problems. With ESI's vibro-acoustic software you no longer have to. Account for noise and vibration right at the design stage - no more costly delays or panic driven test-based solutions. You can diagnose potential noise and vibration problems up front in your development process. Manage risk by identifying possible problem areas that may need more detailed modeling or test based development, while you still have time to make an impact on the product!

Whether you are creating SEA models of initial concept designs or fully detailed Finite Element and Boundary Element models of final prototypes, ESI has all the simulation methods you need. Design for noise and vibration performance across the full frequency spectrum, leveraging decades of company research.

With our unique way of coupling statistical and deterministic modeling methods in a hybrid way, you have the flexibility to make models as detailed or as simple as you need. Create system level noise and vibration models in a matter of hours and get solutions in seconds, even on a laptop. Our VA software helps you rank sources and identify dominant transmission paths quickly. Get answers to key design questions in real-time, not tomorrow or next week.

Boeing adopts AutoSEA2 shock analysis to assess risks during orbital assembly of the International Space Station (ISS).

## **Разработка автоматизированной системы анализа инсайдерских угроз**

Краснов А.А.

СГАУ, г. Самара

Целью данной работы является разработка и реализация автоматизированной системы анализа инсайдерских угроз, которая позволит автоматизированно собирать данные с агентов и сможет давать предварительный ответ о том, с какой степенью сотрудник может оказаться инсайдером.

Существует множество классификаций пользователей, каждая из которых зависит от своей предметной области и объекта работы. В моей работе под пользователем, работающим с системой, следует понимать оператора по безопасности.

Разрабатываемая система может быть применена к различным предметным областям, например, к работе с авиационными и космическими системами. Она накапливает данные по сотрудникам и их

работе с документами с целью выявления возможных утечек, по получаемым результатам пользователь должен принять окончательное решение о степени риска сотрудников.

В настоящее время операторам по безопасности приходится самостоятельно отслеживать накапливаемые данные используемых сотрудниками документов и уровней секретности. Реализация данной системы представляет собой компьютерный пакет программ, который выполняет следующие функции:

- обеспечение безопасности хранения данных;
- загрузка исходной информации в начале работы с системой;
- автоматическое построение возможных рисков инсайдерской угрозы со стороны сотрудников;
- предоставление возможности корректировки разрешений на работу с «опасными» документами для сотрудников;
- сохранение полученного результата в базу данных;
- вывод полученного результата на экран, в виде таблицы сотрудников со списками их рабочих документов, для информирования оператора;
- предоставление возможности просмотреть риски сотрудников по выбранным критериям;
- предоставление возможности просмотреть список потенциальных инсайдеров среди сотрудников компании.

Также необходимо учитывать функции оператора:

- слежение за ходом выполнения работы системы;
- принятие решения на основе полученной таблицы рисков сотрудников с их рабочими документами.

### **Development of an automated analysis system of insider threats**

Krasnov A.A.  
SSAU, Samara

The aim of this work is the development and implementation of an automated analysis system of insider threats that will automate data collection from agent programs and will be able to give a preliminary answer about the extent to which an employee can be an insider.

There are many classifications of users, each of which depends on its subject area and work object. In my work, a user working with the system means the safeness operator.

The developed system can be apply to a variety of subject areas, for example, to work with the aviation and space systems. It collects data on employees and their work with documents in order to identify possible leaks.

According to the obtained results, the user must make the final decision about the degree of risk of the employees.

Currently, the safeness operators have to monitor the accumulated data on the documents, used by the staff, and level of confidentiality by themselves. The implementation of this system is a computer software package that performs the following functions:

- ensuring data storage security;
- loading the original information at the beginning of operating the system;
- automatic generation of possible risk of insider threats from employees;
- enabling adjustment of work permits with "dangerous" documents for employees;
- saving of the obtained result to the database;
- display the result on the screen, in the form of a table of the employees with lists of their working documents to inform the operator;
- providing the opportunity to view the risks of employees by selected criteria;
- providing the opportunity to view a list of potential insiders among the company's employees.

It is also necessary to take into consideration the operator's functions:

- monitoring the progress of the operation of the system;
- making a decision based on the obtained table of risks of employees with their working documents.

### **Разработка и анализ системы регистрации аэродинамических характеристик, установленной на самолёте ЯК – 130**

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Назаров А.Н., Никитин Д.А.

МАИ, г. Москва

Разработка новой авиационной техники, в связи с требованиями резкого повышения скорости летательных аппаратов, требует создания методов и аппаратуры регистрации аэродинамических характеристик.

В современной авиации существует большое количество нештатных ситуаций, в результате которых может произойти авиакатастрофа. Одна из основных причин катастроф – это срыв воздушного потока с плоскости крыла. Причинами срыва потока могут являться следующие факторы:

1. большой угол атаки,
2. потеря скорости,
3. турбулентности атмосферы и т.д.

Современные методы регистрации аэродинамических характеристик применимы только на стадии испытаний в аэродинамических трубах и не дают точных данных. Необходима система, которую можно установить на самолёте и регистрировать аэродинамические характеристики во время полёта, и предупреждать лётчика в режиме реального времени о приближающейся опасности.

В данном исследовании был сделан первый шаг к разработке новой системы для измерения аэродинамических показателей и описана система регистрации аэродинамики характеристик, которая устанавливается на профиль крыла самолёта ЯК-130.

### **Design and analysis of aerodynamic characteristics of the airplane YAK-130**

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

Development of a new aircraft, in connection with the requirements of the skyrocketing rate of aircraft, requires the creation of methods and apparatus registration aerodynamic characteristics.

In modern aircraft there are many contingencies that might occur in the plane crash. One of the main causes of accidents is failure of the airflow from the wing plane. Causes of breakdown in the stream may be the following:

4. large angle of attack,
5. loss of speed,
6. Atmospheric Turbulence, etc.

Modern methods of registration of aerodynamic characteristics are applicable only at the stage of testing in wind tunnels and don't give precise data. Need a system that can be installed on an airplane and record the aerodynamic characteristics during the flight, the pilot and alert in real time on the approaching danger.

In this study, the first step has been taken to design a new system to measure the aerodynamic performance and aerodynamic characteristics of a registration system that is installed on the wing profile aircraft yak-130.

### **Информационный синтез дискриминатора доплеровской частоты в навигационных приемниках**

Латышев В.В., Соломатин Д.В.  
МАИ, г. Москва

Обработка сигналов в радиолокационных приемниках и в приемниках спутниковых навигационных систем обязательно предполагает измерение доплеровского смещения спектра принимаемого сигнала. Обычно это осуществляется в два этапа. Например, в навигационных задачах сначала осуществляется обнаружение (захват) сигнала

конкретного спутника и слежение за изменением его параметров. На этом этапе реализуется поиск сигнала спутника в двумерном пространстве с координатами задержка – доплеровское смещение. Результатом поиска являются грубые оценки задержки сигнала и доплеровской частоты. После захвата сигнала спутника выполняется слежение за изменениями его параметров в соответствующих контурах автосопровождения. В частности, это дает более точные оценки доплеровского смещения, что учитывается при уточнении координат положения навигационного приемника.

Таким образом, итоговая точность позиционирования определяется на этапе автосопровождения с использованием частотных дискриминаторов в контуре слежения. Отсюда следует, что свойства частотного дискриминатора играют важную роль в обеспечении высокой точности оценок положения сигнала на временной оси. В связи с этим доклад посвящен синтезу дискриминатора с позиции получения наилучшей потенциальной точности.

Как известно, потенциальная точность оценивания любого параметра характеризуется границей Крамера-Рао, а она, в свою очередь, зависит от количества фишеровской информации об этом параметре, содержащейся в обрабатываемых данных. Поэтому в качестве критерия выбора наилучшего дискриминатора учитывается, насколько полно дискриминатор использует фишеровскую информацию, содержащуюся в наблюдаемых данных.

В качестве отправной точки используется распространенный дискриминатор на основе согласованного фильтра с перестраиваемой центральной частотой. Показано, что такой вариант связан со значительными потерями фишеровской информации о доплеровском смещении. Поэтому он не реализует потенциальные возможности по точности оценки доплеровского смещения. Наилучшие свойства имеет дискриминатор, являющийся решением уравнения максимального правдоподобия. Его импульсная характеристика совпадает с производной сигнала по отношению к смещению частоты. Для иллюстрации использован сигнал в виде радиоимпульса с прямоугольной огибающей.

### **Information synthesis Doppler frequency discriminator in navigation receivers**

Latyshev V.V., Solomatin D.V.  
MAI, Moscow

Signal processing in radar receivers and receivers of satellite navigation systems necessarily involves measurement of the Doppler shift of the spectrum of the received signal. This is usually done in two stages. For

example, in navigation tasks performed first detection (capture) a particular satellite signal tracking and change its settings. At this stage, the satellite signal search is realized in two-dimensional space with coordinates delay - Doppler shift. The search results are rough estimates of signal delay and Doppler frequency. After the capture of the satellite signal is performed monitoring changes its parameters in the respective circuits automatic tracking. In particular, it gives a more accurate assessment of the Doppler shift, which is taken into account in refining the position coordinates of the navigation receiver.

Thus, the final positioning accuracy is determined in step automatic tracking using a frequency discriminator circuit track. Hence, the frequency discriminator properties play an important role in providing high precision position count signal on the time axis. In this regard, the report of the synthesis of discriminators from a position to obtain the best potential accuracy.

As is known, the potential accuracy of the estimation of any parameter is characterized by the Cramer-Rao boundary, which, in its turn, depends on the amount of Fisher information about this parameter contained in the data being processed. Therefore, as a criterion for selecting the best discriminator we take into account how well the discriminator uses the Fisher information contained in the observed data.

As a starting point we use common discriminator based on the matched filter with tunable center frequency. It is shown that this variant is associated with a significant losses of Fisher information about the Doppler shift. Therefore, on the matched filter does not realize the potential for the estimation accuracy of Doppler shift. Best performance has discriminator that is a solution of the maximum likelihood equation. Its impulse response signal coincides with the derivative with respect to frequency offset. For illustration used in the form of the radio signal with a rectangular envelope.

**Исследование на тему «Оценка качества обнаружения  
и сопровождения радиолокационных целей наземных РЛС  
обзорного типа**

Муравьев А.Б.

ЗАО «ЭЛВИИС», г. Москва

Актуальность данной работы заключается в отсутствии описания в литературе метрик и методик оценки качества алгоритмов обнаружения и сопровождения радиолокационных целей, в которых бы учитывались особенности работы РЛС. Задачей являлось выявление и обоснование применимости существующих подходов к оценке качества систем сопровождения для систем на основе РЛС. Основные практические цели оценки алгоритмов сопровождения объектов: подтверждение

стабильности и соответствия ожидаемому уровню качества алгоритма, сравнение качества работы различных алгоритмов, оценка повышения качества работы алгоритма по мере разработки.

Первым этапом работы являлось анализ и классификация существующих подходов к оценке качества алгоритмов, применяемых в следящих системах. В зависимости от целевого назначения, методы оценки были разделены на следующие категории: обнаружение объектов; сопровождение объектов и создание траекторий; классификация и распознавание событий. В ходе работы были проанализированы методы, основанные на использовании проверочных данных, а также противопоставляемые им методы. Были также рассмотрены методы получения и форматы проверочных данных. В качестве источников информации использовались в том числе материалы таких международных семинаров как Performance Evaluation of Tracking and Surveillance (PETS), Visual Surveillance and Performance Evaluation of Tracking and Surveillance (VS-PETS).

Вторым этапом работы являлось описание ожидаемой модели радарных данных и работы наземной охранной РЛС обзорного типа, а также выявление особенностей и специфики следящей системы на основе РЛС для применения методик и метрик оценки качества работы алгоритмов обнаружения и сопровождения целей. Был выявлен ряд особенностей, связанных с видом арены обзора РЛС, определяемыми параметрами цели, особенностями элементов разрешения, временем обновления информации. На этой стадии были ещё раз рассмотрены этапы методик и метрики, изученные на первом этапе данной работы, но теперь применительно к конкретной модели работы РЛС и используемым данным. Было сделано заключение о невозможности применения в существующем виде метрик, используемых для оценки систем видеосопровождения, которые основаны на точечном (пиксельном) анализе данных.

Результатом выполнения работы является заключение о возможности ограниченного применения существующих метрик, методик оценки качества алгоритмов слежения, а также этапов этих методик для оценки систем на основе РЛС, а также описание существующих проблем и рекомендации для дальнейших исследований и разработок на данную тему.

## **Study on the performance evaluation of detecting and tracking surveillance radar targets**

Муравьев А.Б.

ZAO "ELVEES", Moscow

Our motivation for the work presented in this paper is lack of description of metrics and methods for performance evaluation of detecting and tracking algorithms of radar target, which would take into radar specifics. Our task is to inspect and explain using existing methods of target tracking performance evaluating for radar based systems. The main practical purpose of target tracking evaluation: demonstrate the robustness and correctness of the algorithm, allow comparison between alternative algorithms, to access the improvements in performance resulting from incremental algorithm development.

The first stage of the work is the analysis and classification of existing approaches to evaluating algorithm performance used in tracking systems. Evaluating methods were divided into the following categories depending on the them purpose: target detection; target tracking and track updating; action classification and recognition. Were also considered methods for obtaining and verifying of ground truth data. Information sources include such international workshops as Performance Evaluation of Tracking and Surveillance (PETS) and Visual Surveillance and Performance Evaluation of Tracking and Surveillance (VS-PETS).

The second stage of the work is to describe the expected model of the radar data and ground-based surveillance radar, as well as to determine the characteristics and specificity of the tracking system based on the radar for the application of the methods and metrics for performance evaluating of detecting and tracking algorithms. Identified a number of features associated with the view of the radar arena, measured target characteristics, resolution elements features, update time features. At this stage, were again considered the stages of methods and metrics studied in the first stage of this work, but now applied to specific radar working and input data models. It was concluded the impossibility of using the existing form of the metrics used to evaluate the video feed systems, which are based on the dot (pixel) data analysis.

The result of the work is the conclusion about the possibility of a limited application of existing metrics, methodologies for performance evaluation of tracking systems, as well as the stages of these techniques for the assessment of systems based on radar, as well as the existing problems and recommendations for further research and development on this theme.



## **Интеграция магнитной катушки системы ориентации в печатную плату солнечной панели спутника класса CubeSat**

Лофицкий И.В., Никитин А.А.

СГАУ, г. Самара

Целью данной работы являлось интеграция магнитной катушки индуктивности в печатную плату солнечной панели. Основной функцией разрабатываемой катушки является создание магнитного поля за счет пропускаемого через ее обмотки тока. Создаваемое магнитное поле взаимодействует с магнитным полем Земли и создает управляемый механический момент.

Для снижения габаритов катушки было решено интегрировать ее в печатную плату солнечных панелей. Разработка производилась для спутника класса CubeSat. Использованное решение удобно тем же, что все грани спутника, данного типа, покрыты солнечными панелями, что позволяет расположить интегрированные катушки во взаимно перпендикулярных плоскостях.

Первым этапом, исходя из массогабаритных параметров спутника и параметров его движения, был рассчитан необходимый управляющий механический момент. Все параметры брались из проекта спутника SamSat-QB50 разрабатываемого для международного проекта QB50.

Исходя из рассчитанного момента и ограничений по массе и энергопотреблению, получаем площадь сечения одного витка и диапазон значений количества витков. Выбор конкретного значения количества витков производится исходя из требований, или снижение массы, или уменьшение энергопотребления. В проекте SamSat-QB50, был запас по массе, поэтому было решено взять максимально возможное количество витков, что приведет к снижению энергопотребления.

В качестве печатной платы для крепления солнечных элементов используется многослойная печатная плата с интегрированной магнитной катушкой, витки которой выполнены в виде проводников, соединенных между собой “глухим” переходными отверстиями. На внешних слоях печатной платы устанавливаются датчики освещенности, положения в пространстве и температуры.

Интеграция магнитной катушки в печатную плату приводит к незначительному увеличению толщины панелей с солнечными элементами, что допускается стандартом на спутники класса CubeSat. Ограничения по массе, описанные в стандарте так же не нарушаются, так как это ограничение является исходными данными.

Результатом выполненной работы является магнитная катушка, интегрированная в многослойную печатную плату солнечной панели. А так же методика расчета интегрированных магнитных катушек для других спутников класса CubeSat, исходя из их параметров.

## **Internment of the attitude system magnetorquer into the PCB of the CubeSat satellite solar panel**

Lofitskiy I.V., Nikitin A.A.  
SSAU, Samara

The main purpose of this research was the integration of the magnetorquer into the solar panel printed circuit board. The basic function of the developed magnetorquer is creation of a magnetic field through passing current through its windings. The created magnetic field interacts with the Earth magnetic field and creates a controlled momentum.

It was decided to integrate it into the solar panels printed circuit board in order to reduce the size of the magnetorquer. The development was made for the CubeSat satellite. This decision is as well convenient because of the solar panel coverage of all edges of the satellite of this type all which allows the locating of integrated coils in mutually perpendicular planes.

Taking in consideration the size of the satellite and the parameters of its movement, the first stage is calculating the necessary controlling momentum. All parameters were taken from the project of the SamSat-QB50 satellite developed for the international project QB50.

Taking in consideration the calculated moment and the restrictions on mass and energy consumption, we receive the area of the cut of one wind and the range value of the quantity of the winds. The choice of specific value of quantity of the winds is based on requirements, either lowering of the mass or reduction of energy consumption. In the SamSat-QB50 project was an inventory on mass, therefore was decided to take the greatest possible quantity of winds that would reduce energy consumption.

For the fixation of the solar elements the multilayer PCB with integrated magnetorquer which winds are executed in the form of the conductors connected among themselves by blind is used. On external layers of the printed circuit board are set sensors of luminance, space location and temperatures sensors.

The integration of the magnetorquer into the PCB leads to insignificant incensement of thickness of the panels with solar elements that are allowed by the standard of CubeSat satellites. The restrictions of mass described in the standard also are not interrupted because this restriction is a basic data.

The magnetorquer integrated into the multilayer PCB of a solar panel is result of performed work. And a method of calculation of the integrated magnetorquer for other CubeSat satellites proceeding from their parameters.

## **Автоматизированная система построения диаграмм для слежения за метеорологическим спутником Земли**

Нуркасымов О.Е., Джумамуратов А.А.  
МАИ, г. Байконур, Республика Казахстан

Система сбора и распространения метеорологической информации дает возможность оперативным метеорологическим подразделениям получать данные спутниковых наблюдений в режиме непосредственной передачи в виде региональных космических изображений и земной поверхности. Целеуказания для слежения за спутником рассчитываются заранее на основе прогностических эфемерид спутника, сообщаемых регулярно в телеграммах.

Заблаговременно на все пункты приема спутниковой информации рассылаются специальные телеграммы с данными для прогноза орбит, попадающих в зону видимости наземного пункта, расчета целеуказаний по слежению за спутником, осуществления приема, временной и географической привязки спутниковой информации. Телеграммы представляются в виде сводки, закодированной по отечественной кодовой форме FANAS.

Расчет целеуказаний для слежения за спутником осуществляют, используя специальную диаграмму, которая состоит из двух частей: неподвижной круговой номограммы и подвижной линейки (круга).

В данной работе рассматривается разработка автоматизированной системы построения диаграмм для слежения за метеорологическим спутником Земли, которая решает 2 группы задач:

- прием и раскодировка телеграмм;
- построение диаграмм слежения на основе информации, полученной в результате решения предыдущей группы задач.

Первая группа задач решается на основе имитационного моделирования процесса поступления телеграмм, раскодировки и представления полученной информации в виде таблиц.

Вторая группа задач осуществляет построение диаграмм слежения для выбранного пункта приема информации.

Программный продукт реализован на основе программного обеспечения RAD Studio 2010.

Разработанное приложение позволит строить диаграммы слежения для нескольких метеорологических спутников одновременно, осуществлять выбор автоматического пункта приема информации, вести архив раскодированной информации.

## **The automated system of charting for tracking meteorological satellite of the Earth**

Nurkasymov O.E., Dzhumamuratov A.A.  
MAI, Baikonur, Republic of Kazakhstan

Collection and dissemination of weather information enables operational meteorological department receive satellite observations in the direct transmission mode in the form of regional satellite images and ground. Targeting for satellite tracking calculated in advance on the basis of satellite ephemeris prediction, reported regularly in the cables.

Advanced to all points of the satellite receiving special telegram sent to the data for the prediction of the orbits within the area of visibility of ground points, calculating target indications for satellite tracking of their caption time and georeferencing of satellite data. Telegrams are presented in summary form, are coded by native code form FANAS.

Calculation of target indications for satellite tracking is carried out using a special graph composed of two parts: a fixed circular nomogram and mobile bars (circle).

In this paper considers the development of an automated charting for monitoring meteorological satellite of the Earth, which solves the 2 groups of tasks:

- Reception and Unlock telegrams;
- Charting tracking, based on the information obtained as a result of the previous panel tasks.

The first group of problems is solved on the basis of the simulation process proceeds telegrams, decoding and presentation of the information received in the form of tables.

The second group of tasks builds tracking charts for the selected item receiving information.

The software product is implemented using software RAD Studio 2010.

Designed application allows to build charts for tracking multiple, based meteorological satellites simultaneously, perform automatic selection of the item receiving the information to archived code information.

## **Аппаратно-программный комплекс для измерения временной задержки между двумя квазигармоническими сигналами при наличии амплитудной и частотной модуляции**

Орлов А.А., Станкевич Д.А.  
ВолГУ, г. Волгоград

Важной прикладной задачей развития космических систем является создание фазовых пеленгаторов и систем определения ориентации объекта в пространстве. В основе многих таких систем лежат методы и

средства измерения временной задержки радиосигналов, принятых на разнесенные в пространстве антенны.

Целью работы являлась разработка аппаратно-программного комплекса, предназначенного для измерения временной задержки между двумя квазигармоническими сигналами частотой до 2,5 ГГц в режиме реального времени при наличии амплитудной и частотной модуляции с коэффициентом до 20%. Относительная неопределенность мгновенной частоты и неопределенность разности фаз, достигнутые экспериментально, составляют не хуже  $10^{-9}$  и  $10^{-4}$  рад соответственно при длине выборки сигнала  $10^5$  квазипериодов.

Аппаратный модуль комплекса представляет собой два идентичных канала, каждый из которых состоит из предварительного усилителя диапазона СВЧ, смесителя, усилителя промежуточной частоты, фильтра нижних частот, аналого-цифрового преобразователя. Оцифрованный сигнал передается по интерфейсу USB3.0 в персональный компьютер, где каждая выборка подвергается цифровой узкополосной фильтрации и после производится параметрический анализ входных сигналов. Отдельно определяется мгновенная частота каждого сигнала и разность фаз между ними в предположении, что мгновенная частота, амплитуда сигналов и разность фаз медленно меняются во времени. Временная задержка радиосигналов вычисляется как отношение определенной разности фаз и частоты. Важной особенностью метода измерения является то, что параметры сигналов могут медленно меняться в широких пределах по разному закону и алгоритм требует мало вычислительных операций.

Собственная погрешность измерения временной задержки между двумя квазигармоническими сигналами разработанного программно-аппаратного комплекса на частоте 1,6 ГГц при времени усреднения 20 мс составляет 30 фс. Разработанный комплекс может быть использован в системах фазовой пеленгации и определения угла между направляющим базисом антенной пары и направлением на источник сигнала с точностью до  $10^{-5}$  рад при длине базы порядка 1 м.

**Hardware-software system for measuring the time delay between the two quasiharmonic signals in the presence of amplitude and frequency modulation**

Orlov A.A., Stankevich D.A.  
VolSU, Volgograd

The important problems of the development of space systems are to creation of a phase direction finders and systems determine the orientation of an object in space. The solution of these problems includes the creation of

methods and tools for precision measurement of the time delay of radio signals, which are received by the antenna system.

The aim of the work was to develop a hardware-software system for measure the time delay between the two quasiharmonic signals in the frequency range up to 2.5 GHz in real time in the presence of amplitude and frequency modulation up to 20%. The relative uncertainty of the instantaneous frequency and the uncertainty of the phase difference achieved experimentally, are no worse than  $10^{-9}$  and  $10^{-4}$  rad, respectively, for the length of the sampling signal  $10^5$  quasi-periods.

The hardware module consists of two identical channels. Both channels consist, preamplifier, mixer, the intermediate frequency amplifier, a lowpass filter and an analog-to-digital converter. The digitized signal is transmitted through USB3.0 interface to a personal computer. This sample array is subjected to digital narrowband filter. After that, we use methods for instantaneous frequency and phase difference estimation by parametric analysis methods. We assume that the instantaneous frequency, amplitude signals and the phase difference change slowly over time. The time delay of the radio signals is calculated as the ratio of the phase difference and the frequency. An important feature of the method of measurement is that the signal parameters can be slowly vary widely according to different laws and the algorithm requires little computational operations.

En error measuring the time delay between the two signals quasiharmonic developed hardware and software system at 1.6 GHz with an averaging time of 20 ms is 30 fs. This facility can be used in the phase direction finding system for determining the angle between the guiding antenna pair basis and the direction to the source signal with accuracy  $10^{-5}$  rad with the base length about 1 m.

### **Многоканальные переключатели СВЧ диапазона на повышенные уровни переключаемой мощности**

Петров И.А.

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

Управляющие устройства СВЧ диапазона с полупроводниковыми элементами (ПЭ) предназначены для управления амплитудой и фазой сигналов, переключения сигналов по различным каналам. К управляющим устройствам относятся: выключатели высокочастотные (ВВЧ), аттенюаторы электрически регулируемые (АЭР), многоканальные переключатели и переключающие матрицы, фазовращатели. В настоящее время в управляющие устройствах, в том числе, многоканальных переключающих устройствах в качестве ПЭ применяются р – i - n диоды и полевые транзисторы с затвором Шоттки.

Многоканальные переключатели могут быть выполнены с последовательным, последовательно-параллельным и параллельным включением ПЭ в линию передачи. Каналы переключателей могут разветвляться как из одной точки, так и состоять из последовательно разветвляющихся переключательных групп, в последнем случае они имеют более широкую полосу рабочих частот. Необходимым условием создания переключателей на повышенный уровень мощности, является возможность компенсации реактивных параметров ПЭ в схеме переключателя. Компенсация емкости полупроводниковой структуры позволяет применять ПЭ с меньшими сопротивлениями в открытом и закрытом режимах, снизить мощность рассеиваемую в ПЭ, повысить допустимую мощность рассеивания и, следовательно, значительно повысить мощность СВЧ, коммутируемую переключателем.

В докладе анализируются основные схемы многоканальных переключателей, отмечаются их достоинства и недостатки. Показано, что применение широкополосных структур с короткозамкнутыми и разомкнутыми шлейфами в различных схемах многоканальных переключателей позволяет расширить рабочий диапазон частот, уменьшить потери в открытом канале, увеличить развязку закрытых каналов, увеличить уровень коммутируемой СВЧ мощности. Улучшение электрических параметров переключателей связано с предлагаемыми схемотехническими решениями, позволяющими компенсировать входные реактивные проводимости шлейфов, закрытых каналов и ПЭ, подключаемых к линии передачи открытого канала.

### **Multiple Channel Microwave Band Switches to High Level of the Switchable Powers**

Petrov I.A.

CNIRTI n.a. A.I. Berg, Moscow

Controlling devices of microwave range with semiconductor elements (SE) are intended for controlling amplitude and phase of signals, switching signal to different channels. Controlling devices include: breakers, electrically controlled attenuators, multiple channel switches and switching matrixes, phase inverters. Recently p - i - n diodes and field transistors with Shottky gate are used in controlling devices, including multiple channel switching devices as SE.

The multiple channel switches can be executed with consequent, consecutively-parallel and parallel cut-in SE inline. The channels of the switches can bifurcate both from one point, or consist of consecutively bifurcating switching groups, in which case they have a more broad band operational frequencies. The necessary condition of making the switches for increased power level is a compensational capacity of reactive parameters of

SE in circuit of the switch. The capacitance compensation of the semiconductor structure allows to use SE with smaller impedances in direct and locked mode, to reduce the power dispersion in SE, to raise the possible dissipation power and, consequently, raise greatly commuted by switch microwave power.

In this report main circuits of the multiple channel switches, their advantages and disadvantages are analyzed. It represents that using of broadband structures with short-circuit and open-circuit stub in different circuit designs of the multiple channel switches allows to increase the operating frequency range, reduce the open channel loss, enlarge the closed channel decoupling, increase the level of commuted microwave power. The improvement of electric parameters of switches is connected with proposed circuit configurations, which allow compensating of input reactive conductance of stubs, short-circuits and SE, connected to transmission path of the open channel.

### **Реализация многофункциональной информационно-моделирующей системы многоцелевой заправочно-нейтрализационной станции**

Петрунина Е.В.

ПГУ, г. Пенза

Целью данной работы является создание многофункциональной информационно-моделирующей системы (МИМС), предназначенной для реализации анализа аппроксимационных моделей при исследованиях работы технологического оборудования многоцелевой заправочно-нейтрализационной станции (МЗНС). Система ориентирована на выполнение следующих информационных процессов технологического оборудования:

- исследование характеристик и параметров функционирования элементов и агрегатов технологического оборудования МЗНС;
- создание и реализация моделей элементов технологического оборудования;
- оптимизация структурно-параметрических решений;
- моделирование воздействия объектов технологического оборудования МЗНС на окружающую среду;
- обработка и прогнозирование физио-биологических предикторов операторов МЗНС.
- Система состоит из двух основных компонентов:
- адаптационной библиотеки алгоритмов и программ реализации аппроксимационных методов моделирования рассматриваемых процессов;



- инструментальной оболочки, координирующей работу адаптационной библиотеки и средств систем компьютерной математики.

Особенностью адаптационной библиотеки является использование методов аппроксимации комплектами многоэкстремальных функций, отличающихся возможностью применения параметрического механизма выбора специальных видов функций. Параметрический механизм использует метод группового учета аргументов (семейство индуктивных алгоритмов) для аппроксимации исходных данных. Метод основан на рекурсивном селективном отборе параметров основных функций, на основе которых строятся более сложные комплекты.

Результатом данной работы является информационно-моделирующая система, позволившая провести анализ работы технологического оборудования МЗНС. В архив системы вошли результаты решения практических задач аппроксимации многоэкстремальных функций и интегро-дифференциальных уравнений. Внедрение средств системы проводится в региональном информационно-вычислительном кластере.

### **Realization of the multi-functional information modeling system multi-purpose filling and neutralizing station**

Petrunina E.V.  
PSU, Penza

The purpose of this report is to create multi-functional information modeling system for implementation and maintaining surrogate models while processing equipment of the multi-purpose filling and neutralizing station (MFNS). The system is focused on performing the following information processes of technological equipment:

- research of characteristics and parameters of elements and units of processing equipment of MFNS;
- creation and implementation of surrogate models of elements and units;
- optimization of structural and parametrical decisions of simulation models;
- modeling of impact of objects of processing equipment of MFNS on environment;
- processing and forecasting of fizio-biological predictors of operators MFNS.
- There are two main components in the system:
- The adaptation library of algorithms and programs. It provides the realization of surrogate based modeling technique using approximating method of multi-extremum functions;

- Simulation shell. It provides the interaction with adaptation library and external software such as Matlab and MathCAD.

The peculiarity of this adaptation library is that it's realized the new approach of surrogate modelling technique based on approximation method with sets of the multi-extremum functions differing in possibility of using the parametrical mechanism of selecting special types of functions. The parametrical mechanism uses a method of a group variation of parameters for approximation of basic data. It is based on recursive approach in selection of parameters of the main functions. It results in increasing degrees of freedom for selecting the parameters and enhances simulation results the reliability.

The result of this work is the information modeling system that allowed to carry out the analysis of work of processing equipment of MFNS. There are results of the solution of practical problems of approximation of multi-extreme functions and the integral-differential equations in the archiv. Introduction of means of system is carried out in a regional information cluster.

### **Вычисление разделённых спутниковых поправок по локальной сети наземных станций сбора измерений для высокоточного абсолютного местоопределения в ГНСС с разрешением неоднозначности**

Подкорытов А.Н.

МАИ, г. Москва

Высокоточное абсолютное местоопределение потребителя в глобальных навигационных спутниковых системах (ГНСС) реализуется при условии использования потребителем высокоточной эфемеридно-временной информации (ЭВИ), тщательной компенсации ряда систематических смещений в измерениях и использовании высокоточных, но неоднозначных псевдофазовых измерений.

Использование разрешения целочисленной неоднозначности псевдофазовых измерений при высокоточном абсолютном местоопределении (режим Integer Precise Point Positioning, Integer PPP) позволяет существенно сократить период сходимости к точному решению, но требует использования потребителем разделённых спутниковых поправок к показаниям спутниковых часов, вычисленных по сети наземных станций (сетевое решение). Методы Integer PPP в настоящее время активно развиваются в ГНСС, но их распространение осложняется отсутствием в открытом доступе разделённых спутниковых поправок.

В работе исследуется сетевое решение по локальной сети европейских станций для ионосферосвободной модели измерений GPS с

разделёнными часами. Анализируется вопрос выбора опорной станции в локальной сети, а также влияние стабильности качества задающего генератора опорной станции сети на качество оцениваемых разделённых спутниковых поправок.

Качество оценённых спутниковых поправок сравнивается с качеством поправок, вычисленных по глобальной сети станций Министерством природных ресурсов Канады (NRCan) и предоставленных для исследований и тестирования. Проведён анализ использования потребителем двух указанных наборов разделённых спутниковых поправок для различных станций внутри локальной сети.

По итогам работы сделан вывод о сравнимом качестве разделённых спутниковых часов, вычисленных по локальной и глобальной сетям станций, и о возможности использования локальной сети станций для навигационно-временного обеспечения потребителей в режиме Integer PPP внутри локальной сети при условии наличия у потребителя доступа к высокоточным спутниковым орбитам.

### **Computation of decoupled satellite clocks in local network of ground stations for precise point positioning in GNSS with ambiguity resolution**

Podkorytov A.N.

MAI, Moscow

Precise point positioning (PPP) in global navigation satellite systems (GNSS) can be implemented with following requirements: applying of precise satellite orbits and clocks, strict compensation in measurements number of systematic biases, using precise but ambiguous phase measurements.

Use of phase measurements ambiguity resolution in PPP (Integer PPP) allows to reduce significantly convergence period, but requires using of satellite decoupled clocks computed in network solution. Currently Integer PPP methods are actively developed, but their wide spreading is limited by satellite decoupled clocks which are absent for public access.

Network solution for local network of European stations is investigated in the study for ionosphere-free GPS observations model with decoupled clocks. Choice of reference station in local network and influence of stability and quality of station clocks oscillator to the quality of estimated decoupled satellite clocks is analyzed.

Quality of estimated decoupled satellite clocks computed based on local network is compared with quality of decoupled satellite clocks calculated based on global network by Natural Resources Canada (NRCan) and provided for test and research purposes. Comparative analyses is implemented for the use of two mentioned sets of decoupled satellite clocks by user inside local network.

It's figured out that quality of decoupled satellite clocks computed in local and global networks is comparable. So local network can be used to provide products for Integer PPP user in case the user has access to precise satellite orbits.

### **Моделирование системы посадки с разнесенными в пространстве приемниками сигнала**

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

Посадка самолета является самым ответственным и опасным этапом полета, особенно в сложных метеоусловиях. В настоящее время разработаны и используются ряд систем посадки, которые имеют определённые недостатки. Рассматриваемая ниже система отличается возможностью реализовать высокую точность определения текущих координат и вектора скорости самолёта при невысокой сложности и стоимости.

Она включает в себя разнесённые в пространстве приёмники оптических сигналов от летательных аппаратов (ЛА). Каждый из фотоприемников (ФП) содержит 4 фотоприемных окна, по соотношению выходных напряжений которых определяется направление на источник оптического сигнала. Минимальное число ФП, необходимое для определения трех координат объекта ( $x$ ,  $y$ ,  $z$ ), равно двум. Пространственное положение ЛА вычисляется по точкам пересечения направлений на источник сигнала, измеряемых отдельными ФП. Чем большее число ФП обслуживает заданную область пространства, тем выше точность определения координат ЛА. Однако рост числа ФП увеличивает стоимость всей системы. Поэтому актуальным является поиск структуры параметров приемной системы с минимально возможным числом ФП, обеспечивающих необходимую точность.

Задачей моделирования являлось определение пространственного размещения минимально возможного числа ФП, перекрывающих заданную область конкретного пространства. При этом необходимо обеспечивать заданную точность определения пространственных координат ЛА и иметь мобильную и надежную систему, состоящую из идентичных устройств, быстро разворачиваемую (в течение 15 – 30 минут) на местности под те или иные конкретные условия.

## **Simulation landing system with remote receivers signal**

Kartukov A.V., Merkishin G.V., Prudnikov I.L.

MAI, Moscow

Landing is the most critical and dangerous phase of flight, especially in adverse weather conditions. Currently developed and used a number of landing systems, which have some shortcomings. Discussed below system features the possibility to realize high accuracy of the current position and velocity vector of the aircraft at low cost and complexity. It includes spaced apart receivers optical signals from the aircraft (AC). Each of the photodetectors (FD) contains 4 photodetector window, the ratio of the output voltage is determined by the direction of the source of the optical signal.

The minimum number of phase transition, required to determine the three coordinates of the object ( $x, y, z$ ), is equal to two. The spatial position of the aircraft is calculated from the intersection points of lines of the source signal, measured by individual FD. The greater the number of FD serves a given region of space, the more accurate determination of the coordinates of AC. However, the increase in the number of FD increases the cost of the entire system. Therefore important to search for the structure parameters of the receiving system with the least possible number of FD, providing the necessary precision.

Modeling task was to determine the spatial distribution of the minimum possible number of FD overlapping predetermined area of a particular space. It is necessary to ensure the accuracy of determining a predetermined plane and the spatial coordinates have mobile and reliable system composed of identical units, to quickly deploy (for 15 - 30 minutes), the area under certain specific conditions.

## **Дискретно-событийная модель деятельности отряда космонавтов**

Пушкарь О.Д.

ЦНИИмаш, г. Королёв

Работа посвящена имитационному моделированию основных процессов профессиональной деятельности космонавтов. Дискретно-событийная модель построена на основе иерархической цветной временной стохастической сети Петри с использованием моделирующей системы CPNTools [1].

Динамическими объектами модели являются маркеры трёх типов. Маркеры первого типа имитируют участие космонавтов в профессиональной деятельности. Маркеры второго типа содержат информацию о программе полёта. Маркеры третьего типа обеспечивают накопление информации о результатах моделирования.

Данная модель может быть использована для проведения исследований, направленных на повышение эффективности отряда космонавтов как уникального ресурса, необходимого для реализации планируемых программ освоения космоса.

Литература

Jensen K., Kristensen L.M., Wells L. Coloured Petri Nets and CPN Tools for Modelling and Validation of Concurrent Systems // International Journal on Software Tools for Technology Transfer. 2007. Vol. 9(3–4). P. 213–254.

### **A Discrete-Event Model of Cosmonaut Corps Activity**

Pushkar O.D.

TsNIImush, Korolev

The paper presents a simulation model of main processes of cosmonauts' professional activity. The discrete-event model is constructed on the basis of a hierarchical colored timed stochastic Petri net using CPN Tools [1].

Dynamic objects of the model are tokens of three types. Tokens of the first type are images of cosmonauts. Tokens of the second type contain information on flight programs. Tokens of the third type provide accumulation of simulation results.

Key events of the cosmonaut corps are simulated: selections of cosmonauts, prime and backup crew members appointments, medical examinations, space flights, post-flight rehabilitations.

The model can be used for the researches directed on increase of efficiency of the cosmonaut corps as the unique resource necessary for carrying on the manned programs of space exploration.

References

Jensen K., Kristensen L.M., Wells L. Coloured Petri Nets and CPN Tools for Modelling and Validation of Concurrent Systems // International Journal on Software Tools for Technology Transfer. 2007. Vol. 9(3–4). P. 213–254.

### **Методы оценивания бортовых средств определения воздушных параметров в летных испытаниях ВС с применением спутниковых технологий**

Пушков С.Г., Ловицкий Л.Л.

ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

Для решения задач испытаний, связанных с оцениванием бортовых средств определения воздушных параметров (СВП) в ОАО “ЛИИ им. М.М. Громова” был проведен цикл научно-исследовательских работ, итогом которых явилось внедрение в отечественную практику лётных испытаний технологии оценивания бортовых СВП с применением спутниковых навигационных систем (СНС).

Технология ориентирована на испытания ВС нового поколения, оборудованных современными пилотажно-навигационными комплексами, представляет собой комплекс взаимосвязанных методов, методик испытаний, позволяющих решить рассматриваемые задачи на режимах горизонтального установившегося полета (ГП), неустановившегося полета, взлета - посадки.

В числе задач технологии – также определение действительных значений воздушных параметров полёта и параметров атмосферы. Все задачи решаются с применением одной и той же контрольно-измерительной аппаратуры. Устанавливается комплекс бортовых траекторных измерений КБТИ (на базе спутниковых технологий).

Разработанные в рамках технологии методы базируются на адекватных математических моделях погрешностей СВП, аэродинамических характеристик ВС.

Технология позволила значительно снизить методические погрешности лётного эксперимента, повысить качество результатов лётных испытаний, одновременно упростить организацию проведения испытаний, сократить количество служб обеспечения, сроки и стоимость испытаний.

За последние пятнадцать лет с применением технологии проведены испытания более пятидесяти ВС различного типа: RRJ-95, М-101Т “Гжель”, Ан-140, Ан-70, Бе-200, Бе-200ЧС, Ил-96Т, Ил-96-400Т, Ил-476, Ту-214, Ту-334, Ту-204-100, Ту-204СМ и др.

### **Flight test estimation methods of air data measurement equipment using satellite technology**

Pushkov S.G., Lovitsky L.L.

LII Gromov, Zhukovsky

In LII there were carried out research efforts for solving flight test tasks concerning on-board air data measurement equipment estimation. As a result, the onboard air data measurement equipment estimation technology was introduced in domestic flight tests practice.

Technology is aimed at tests of a new generation flying vehicles, equipped with modern aircraft flight instrumentation. Technology is a system of interrelated flight test methods and procedures, allowing to solve concerned tasks in horizontal steady flight, unsteady flight modes, during take-off and landing.

Among technology tasks - determination of true air parameter values and atmosphere conditions. All the tasks are solved using common test measurement equipment. The on-board trajectory measurement system (using satellite technologies) is installed.

Methods developed in technology are based on identical air data measurement equipment errors and aerodynamic flying vehicles behavior mathematic models.

Technology made it possible to reduce significantly flight experiments methodical errors, enhance flight test results quality and at the same time to simplify tests organization procedures, reduce number of maintenance services, tests period and cost.

Flight tests of more than fifty aircraft types – RRJ-95, M-101T "Gzhel", AN-140, AN-70, BE-200, BE-200ЧС, IL-96, IL-96-400T, IL-476, TU-214, TU-334, TU-204-100, TU-204CM and others were carried out in recent fifteen years using the concerned technology.

### **Количественная характеристика детальности семантики радиолокационного изображения**

Романов А.А.

Концерн «Вега», МАИ, г. Москва

Наиболее трудоемким и ответственным видом обработки данных радиолокационной разведки земной поверхности является дешифрирование. Поэтому разработка теории и систем автоматизированного дешифрирования РЛИ является одной из важнейших задач, позволяющей повысить оперативность получения результатов радиолокационной разведки.

Многим автоматизированным системам обработки изображений (таким как шивка РЛИ, поиск и распознавание объектов и пр.) требуется насыщенная семантика изображения, без которой невозможна корректная работа системы.

В настоящее время не существует какого-либо числового параметра, характеризующего «насыщенность» семантики изображения, что затрудняет выработку требований к подобным системам обработки. К тому же, запуск таких систем для обработки изображений с однородной семантикой приведет к безрезультатной потере времени, что можно избежать, заранее посчитав вышеописанный параметр.

В данном докладе речь пойдет о методике расчета количественной характеристики, способной оценить пригодность РЛИ к обработке в автоматизированных системах обработки изображений, для работы которых необходима насыщенная семантика изображений.

### **Quantitative characteristic of radar image semantics detail**

Romanov A.A.

Radio Engineering Corporation «Vega», MAI, Moscow

The most laborious and responsible part of earth sensing radar data processing is interpretation. That's why the development of the theory and



automated interpretation radar image systems is one of the most important problems. It's solution allows to increase efficiency of radar reconnaissance results.

Most automated image processing systems (radar image stitching, object recognition etc) require saturated image semantics to work correctly.

There is no any quantitative parameter describing image semantics saturation nowadays. It makes the establishing of requirements for such processing systems more difficult. Moreover image processing of unsaturated images just wastes time. It can be avoided by knowing in advance the parameter describing image semantics saturation.

This report will present the calculation method of quantitative value which allows to estimate radar image suitability for automated image processing systems requiring saturated image semantics.

### **Реляционная база данных как основа построения информационной системы**

Ротарь О.Ю.

СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург

Целью данной работы является рассмотрение наиболее употребляемых в информационных системах управления моделей данных, разработка математической модели системы обработки информации на основе реляционной базы данных.

При синтезе системы обработки информации в перспективной информационной системе производится выбор и оптимизация общей топологии сети обработки данных, распределение функций между узлами сети, оптимизация информационных потоков, построение сети передачи данных и решение других общесистемных вопросов.

Базы данных являются одним из инструментов решения задачи объединения накопленных интеллектуальных ресурсов, систематизации знаний, возможность полноценного применения которого появилась с компьютерной эпохой. Сегодня базы данных становятся одним из основных инструментов организации коммерчески ценной информации в сфере бизнеса.

Базы данных классифицируются по ряду признаков. В зависимости от различных признаков классификации выделяют одноуровневую (файл-сервер), двухуровневую (клиент - сервер) и трехуровневую (клиент - сервер приложений - сервер базы данных) базы данных. В зависимости от технологии организации доступа различают локальные (доступные с одного компьютера) и сетевые базы данных. С технической точки зрения выделяют реляционные, древовидные и объектно-ориентированные базы данных.

Наиболее распространенной моделью для организации базы данных информации является реляционная база данных (БД). В этой модели существует ряд "Таблиц", каждая из которых связана с другими таблицами через один из элементов данных, содержащийся в таблице. Этот способ организации данных позволяет данные (записи) в одной таблице связывать с данными (записями) в других таблицах через уникальные идентификаторы (ключи) или ключевые поля.

Способ организации данных на основе реляционной модели позволяет обеспечить надежное хранение информации, ее преобразование, вычисление, симплификацию и последующее предоставление пользователям.

Результатом исследования является выбор системы управления предприятием авиационной отрасли на основе реляционной базы данных, разработка методологического аппарата оценки эффективности ее применения. Кроме того, с целью реализации системы обработки информации в перспективной информационной системе, функционирующей в реальном масштабе времени, разработана модель системы обработки информации, охватывающая все основные процессы управления.

### **A relational database as the basis for building informational systems**

Rotar O.Yu.

SPSUCA, St. Petersburg

The purpose of this survey is reviewing the most commonly used in management informational systems data models, elaboration of mathematical model of the information processing system based on a relational database.

The synthesis of the processing system in perspective information system accompanied with the choice and optimization of the overall network topology data, the distribution of functions between the network nodes, optimization of information flows, networking, data transmission and other system-wide issues.

Databases are one of the tools for solving the problem of the unification of accumulated intellectual resources, systematization of knowledge, the possibility of a full application which came with the computer age. Today the databases become one of the main instruments of the organization of commercially valuable information in the field of business.

Databases are classified according to different characteristics. Depending on a variety of classifications distinguish sibling (file server), a two-tier (client - server and three-tier (client - application server - database server) databases. Depending on technology access there are local (available from the same computer) and network database. From a technical point of view, distinguish relational, tree- type and object-oriented databases.

The most common model for the organization of the database is a relational database. In this model there are a number of "Tables", each of which is linked to other tables via one of the data elements contained in the table. This method of data organization allows data (records) in one table to associate with the data (records) in other tables via unique identifiers (keys) or key fields.

A way of organizing data based on the relational model allows to provide reliable information storage, processing, calculation, simplification and future users.

The result of the **SURVEY** is the choice of the informational system of the enterprise of aviation field on the basis of a relational database, the development of methodological apparatus assess the effectiveness of its application. In addition, with the aim of implementing the system of information processing in the future information system, operating in real time, developed a model of information processing systems, covering all key management processes.

### **Организация информационного и электрического интерфейсов бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии для РС МКС и КА**

Рымшина Е.А.

РКК «Энергия», г. Королёв

Целью данной работы являлось:

- создание высокоскоростной, энергетически высокоэффективной и помехоустойчивой системы передачи информации для Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) и космического аппарата (КА) со скоростью передачи данных не менее 1 Гбит/с при отношении энергии бита к спектральной плотности шума порядка 3 дБ с применением новых технологий помехоустойчивого кодирования информации и использованием новой антенной системы;
- исследование возможности установки бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии на РС МКС и КА.

Такая информативность позволит удовлетворить современные требования по передаче информации дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и передаче специальной информации на земные станции (ЗС).

Поставленная цель включает решение следующих задач:

- определение структуры радиолинии, позволяющей передавать информацию со скоростью не менее 1 Гбит/с, выбор типа модуляции, помехоустойчивого кодирования;

- применение наводимой антенны, которая позволит исключить помехи, возникающие при отражении передаваемого сигнала от элементов станции;
- расчет необходимых параметров бортовой и наземной системы, удовлетворяющие устойчивому приему с учетом потерь на линии КА-ЗС;
- обеспечение аппаратуры необходимым энергопотреблением;
- определение информационного и электрического интерфейсов для передачи целевой информации ДЗЗ;
- определение информационного и электрического интерфейсов управления, контроля телеметрии для обеспечения функционирования аппаратуры.

Результатом выполненной работы является вариант построения высокоскоростной радиолинии и схемы взаимодействия бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии с системами РС МКС и КА.

### **The organization of information and electric interfaces of onboard equipment of a high-speed radio link for RS ISS and SC**

Rymshina E.A.

RSC "Energia", Korolev

The purpose of the given work was:

- creation of high-speed, energetically highly effective and noiseproof system of information transfer for the Russian segment of the International space station (RS ISS) and the spacecraft (SC) with speed of data transmission not less than 1 Gbit/sec at the relation of energy of bit to spectral density of noise about 3 dB with application of new technologies of antinoise coding of the information and use of new antenna system;
- research of possibility of installation of onboard equipment of a high-speed radio line on RS ISS and SC.

Such speed of data transmission will allow to satisfy modern requirements on information transfer of earth remote sensing (ERS) and transfer of the special information on ground stations (GS).

The object in view includes the solution of the following problems:

- definition of structure of the radio line, allowing to transmit the information with a speed not less than 1 Gbit/sec, a choice such as modulation, antinoise coding;
- application of the pointing antenna which will allow to exclude the hindrances arising at reflection of the transferred signal from elements of station;

- calculation of necessary parameters of the onboard and ground system, satisfying to steady reception with consideration losses on line SC-GS;
- equipment maintenance with necessary power consumption;
- definition of information and electric interfaces for transfer of the target information of ERS;
- definition of information and electric interfaces of management, control of telemetry for maintenance of functioning of equipment.

Result of the performed work is the variant of construction of a high-speed radio line and the scheme of interaction of onboard equipment of a high-speed radio link with RS ISS systems and SC.

### **Проблемы выбора функционально значимых элементов радиоэлектронного оборудования воздушных судов**

Рыченков Д.Б.

МГТУ ГА, г. Москва

Мировой опыт гражданской авиации показал, что техническая эксплуатация (ТЭ) радиоэлектронного оборудования (РЭО) в большой степени влияет на безопасность полётов (БП). До последнего времени процесс формирования плановых работ по техническому обслуживанию (ТО) РЭО осуществлялся в соответствии с международной практикой на основе процедуры MRB (Maintenance Review Board) – «Процедура организации экспертизы ТО». Однако ТО РЭО должно дифференцироваться в зависимости от степени влияния и изменения технического состояния конкретного элемента РЭО на уровень. В соответствии с процедурами MRB, РЭО воздушных судов (ВС) должно быть отнесено к важным для технического обслуживания системам ВС (Maintenance Significant Items - MSI). Но здесь возникает проблема, связанная с выделением перечня MSI, обозначим такие системы функционально значимые элементы (ФЗЭ). Процесс определения ФЗЭ является консервативным процессом (использующим инженерные оценки), основанным на оценках ожидаемых последствий отказов. Подход «сверху – вниз» используется для процесса идентификации (определения) важнейших элементов РЭО на наивысшем управляемом уровне. В зарубежных источниках практически весь состав бортового РЭО относится к функционально значимым элементам (ФЗЭ), однако это во многих случаях не является правильным, т.к. применение процедур MRB является достаточно затратным элементом ТО, что многие авиакомпании РФ себе позволить не могут.

Помимо использования процедуры MRB ФЗЭ могут быть определены с использованием анализа видов и последствий отказов, дополненного оценками показателей критичности анализируемых отказов – АВПКО.

АВПКО является неотъемлемой частью анализа логистической поддержки (АЛП) изделия. АВПКО может служить дополнительным инструментом для специалистов по надежности и отказобезопасности ВС и его систем. Наибольший интерес для выбора ФЗЭ конкретного эксплуатанта представляет определение причин отказов конструктивных элементов. При определении причин отказа элемента ЛСИ следует учитывать выбранный нижний уровень декомпозиции для данного типа элементов.

Современные методики выбора ФЗЭ позволяют в той или иной степени составить необходимый перечень регламентных работ по РЭО. Однако, выше указанные методики в большей части рассматривают ФЗЭ на весь парк ВС без привязки к условиям эксплуатации конкретной авиакомпании. Оптимальная методика выбора ФЗЭ, учитывающая условия эксплуатации, должна быть установлена путем дополненного анализа, учитывающего изменение выходных параметров ФЗЭ под действием физико-химических процессов в компонентах ФЗЭ.

### **The problem of choice of the selecting maintenance significant items avionics equipment**

Rychenkov D.B.  
MSTUCA, Moscow

World experience of civil aviation has shown that the technical exploitation is (TE) avionics equipment (AE) has a significant influence on flight safety (FS). Until recently, the process of formation of the planned maintenance (PM) AE carried out in accordance with international practice, based on the procedure MRB (Maintenance Review Board) - «The procedure for organizing the examination that." However AE should be differentiated according to the degree of influence and change the technical state of a specific element in the AE uroven. In accordance with the procedures MRB, AE aircraft should be attributed to important maintenance systems AC (Maintenance Significant Items - MSI). But here there is a problem with the release of the list of MSI, we denote such a system functionally important elements (MSI). The process of determining the MSI is a conservative process (using engineering estimates) based on estimates of the expected impact of failures. "Top – down" is used for the identification process (determining) the most important elements of AE at the highest manageable level. In foreign sources almost all of the on-board AE refers to maintenance significant elements (MSI), but in many cases it is not correct, because the application procedures MRB is quite expensive element of the fact that many Russian airlines can not afford.

In addition to the use of the procedure MRB MSI can be determined using the analysis of types of failure mode and effects, supplemented by estimates

criticality indices analyzed failures - AMIC. AMIC is an integral part of the logistics support analysis (LSA) of the product. AMIC can serve as an additional tool for experts in the reliability and fail-safe sun and its systems. Of greatest interest to select MSI particular operator is determining the causes of failures of structural elements. In determining the reasons for refusal should be considered LSI element selected lower level of decomposition for this type of elements.

Modern methods of choice MSI allow a greater or lesser extent necessary to make a list of scheduled operations for AE. However, the above mentioned methods in most of the considered MSI for the entire aircraft fleet without being tied to a specific airline operating conditions. Optimal methods of choosing the MSI, taking into account the operating conditions must be established by supplementing the analysis takes into account the change in the output parameters of MSI under the influence of physical and chemical processes in the components of the MSI.

### **Применение ансцентного фильтра Калмана для фильтрации временных рядов с хаотической компонентой**

Семенов Д.М., Малютина Е.И., Ширяев В.И.

ЮУрГУ, г. Челябинск

Методы и модели нелинейной динамики используются для реальных процессов и систем, которые находят свое применение, например, в обеспечении живучести космических аппаратов, обеспечения безопасности полетов и передачи информации [1–4].

Цель работы заключается в применении методов идентификации параметров динамических систем с детерминированным хаосом. В условиях малого числа наблюдений и единственной реализации процесса задача идентификации параметров становится более сложной. В качестве модели, описывающей временной хаотический ряд, было взято логистическое отображение, для которого начальные значения  $x_0$  и  $\lambda_0$  заданы не точно.

В работе был использован алгоритм ансцентного (сигма-точечного) фильтра Калмана (UKF) [5, 6]. Данная модификация фильтра Калмана позволяет избежать линеаризации модели, описывающей исходный процесс, а также повысить точность процедуры оценивания параметров модели. Алгоритм фильтрации для каждого шага включает в себя два этапа: предсказание (экстраполяцию) и корректировку. Применительно к UKF разработан метод, позволяющий исключить из рассмотрения нестабильные оценки, полученные на первых шагах аппроксимации с помощью UKF и произвести выбор значений  $x$  и  $\lambda$  для последующего построения прогноза.

Проведена фильтрация UKF при ошибке задания начальных значений 10% и С/Ш = 10 dB. В результате использования разработанного метода выбора была получена оценка  $x_k = 0.9089$  и  $\lambda_k = 3.7049$  при  $k = 51$ , ошибка оценивания составила  $\delta_x = 1.34\%$  и  $\delta_\lambda = 0.13\%$ . По найденной оценке построен прогноз, ошибка прогнозирования не превышает 20% до 5 шага включительно. В работе приведены оценки при С/Ш 15 и 20 dB.

Список литературы

Горшков В.А., Касаткин С.А. Идентификация временных рядов авиационных событий методами и алгоритмами нелинейной динамики. – М.: Бланк Дизайн, 2008. – 208 с.

Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли. – М.: Машиностроение, 2010. – 384 с.

Тратас Ю.Г. Эффективная передача информации хаотическими колебаниями // Радиотехника, 2011. – № 4. – С. 4–11.

Шелудько А.С., Ширяев В.И. Алгоритм минимаксной фильтрации для одномерного хаотического процесса // Мехатроника, автоматизация, управление, 2014. – № 5. – С. 8–12.

Julier, S.J. Unscented filtering and nonlinear estimation // Proceedings the IEEE, 2004. – Vol. 92(3). – P. 401–422.

Malyutina E.I., Shiryayev V.I. Time Series Forecasting Using Nonlinear Dynamic Method and Identification of Deterministic Chaos // Procedia Computer Science, 2014. – Vol. 31. – P. 1022–1031.

### **Application of unscented Kalman filter for filtering the time series with the chaotic component**

Semenov D.M., Malyutina E.I., Shiryayev V.I.  
SUSU, Chelyabinsk

The methods and models of nonlinear dynamics have been used to real processes and systems that find their application for example, in ensuring reliability of spacecrafts, safety of aircrafts and transmission of information [1, 3, 5, 6].

The aim of this work is practical application of methods for the parameters identification of the dynamic systems with deterministic chaos. At the condition of small numbers of observations and single process of realization the procedure of parameter identification becomes more complicated. This model is based on the logistic mapping and describes a chaotic time series. The initial values of the model  $x_0$  and  $\lambda_0$  are set is not exactly.

In this work unscented (sigma-point) Kalman filter algorithm (UKF) [2, 4] was used. This modification of the Kalman filter avoids the linearization of



the model which describes the initial process with unscented transform, as well as improving the accuracy of the estimation procedure. For each step filtering algorithm includes two stages: the prediction (extrapolation) and adjustment. For this filter a new mathematical model was constructed. This model allows to exclude unstable estimates obtained in the first steps of UKF approximation and to choose the values  $x$  and  $\lambda$  for the forecasting.

The UKF filtering performed with the error of initial values  $x_0$  and  $\lambda_0$  10% and SNR = 10 dB. As a result use of the developed method of choice was estimated  $x_k = 0.9089$  and  $\lambda_k = 3.7049$  for  $k = 51$ . The estimation error is equal to  $\delta_x = 1.34\%$  and  $\delta_\lambda = 0.13\%$ . According to these estimates the relative error of the forecast does not exceed 20% on the first 5 steps. It is also presented estimates when SNR equal to 15 and 20 dBs.

#### References

Gorshkov V.A., Kasatkin S.A. Identification of the time series of aviation events methods and algorithms for nonlinear dynamics. Moscow: Blank Dizajn; 2008, 208 p.

Julier, S.J. Unscented filtering and nonlinear estimation // Proceedings the IEEE, 2004. –

Vol. 92(3). – P. 401–422.

Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Sollogub A.V. Methods to ensure the survivability of low-orbit spacecraft automatic sensing of the Earth. Moscow: Mashinostroenie; 2010, 384 p.

Malyutina E.I., Shiryayev V.I. Time Series Forecasting Using Nonlinear Dynamic Method and Identification of Deterministic Chaos // Procedia Computer Science, 2014. – Vol. 31. – P. 1022–1031.

Sheludko A.S., Shiryayev V.I. Minimax Filtering algorithm for one-dimensional chaotic process // Mechatronics, Automation, Control, 2014. № 5. P. 8–12.

Tratas Yu.G. Effective transmission of information by chaotic oscillations // Radiotekhnika, 2011. № 4. P. 4–11.

### **Использование методов криптоанализа, основанных на биоинспирированных алгоритмах, в информационно-коммуникационных технологиях аэрокосмического комплекса**

Чернышев Ю.О., Сергеев А.С., Рязанов А.Н.

ДГТУ, г. Ростов-на-Дону

В настоящее время при разработке информационно-коммуникационных технологий аэрокосмического комплекса одной из основных проблем является проблема обеспечения информационной безопасности и защиты информации. Целью доклада является разработка методов защиты информации на основе биоинспирированных алгоритмов.

В настоящее время для решения NP-полных комбинаторных задач находят широкое применение алгоритмы, основанные на природных системах. Это новое научное направление «природные вычисления» объединяет алгоритмы, в которых заложен принцип природных механизмов принятия решений. Известны применения данных алгоритмов для оптимизации широкого круга задач, в том числе задач криптоанализа, имеющих в общем случае комбинаторную сложность.

В докладе рассматривается решение задачи криптоанализа классических криптографических методов с использованием алгоритмов эволюционной оптимизации и генетического поиска, в том числе методов криптоанализа симметричных шифров перестановок и замены. Предлагаются методика представления особи, методика предотвращения нелегальных решений, а также функция приспособленности (функция Якобсена). Наряду с этим приводится описание применения эволюционных методов для реализации криптоанализа асимметричных криптографических алгоритмов на основе решения основных теоретико-числовых задач криптографии (факторизация составного числа, нахождение делителей числа).

Отмечается, что наряду с классическими эволюционными алгоритмами широкое распространение получают новые биоинспирированные алгоритмы муравьиных и пчелиных колоний. Приводятся описание данных алгоритмов, а также их применение для реализации криптоанализа шифров перестановок и замены, асимметричных алгоритмов шифрования, также приводится алгоритм факторизации составных чисел с использованием метода пчелиных колоний.

Представленные результаты свидетельствуют о возможности применения биоинспирированных алгоритмов для реализации информационной защиты при разработке информационно-коммуникационных технологий аэрокосмического комплекса.

### **Using of the methods of cryptanalysis based on the bioinspired algorithms in information and communication technologies of a space complex**

Chernyshev Y.O., Sergeev A.S., Rjazanov A.N.  
DSTU, Rostov-on-Don

At the moment in the development of information and communication technologies of the aerospace industry one of the main problems is the problem of ensuring of information protection and information security. The purpose of the report is development of methods of information security on the basis of the bioinspired algorithms.

At the present time for the solution of NP full combinatory tasks the algorithms based on natural systems are widely used. This new scientific direction "natural calculations" combines algorithms in which the principle of natural mechanisms of decision-making is underlain. Applications of these algorithms for optimization of a wide range of tasks, including the problems of cryptanalysis having generally combinatory complexity are known.

In the report the solution of a problem of cryptanalysis of classical cryptographic methods with use of algorithms of evolutionary optimization and genetic search, including methods of cryptanalysis of symmetric codes of shifts and replacements is considered. The technique of representation of an individual, a technique of prevention of illegal decisions, and also fitness function (Jacobsen's function) are offered. Along with it the description of application of evolutionary methods for realization of cryptanalysis of asymmetric cryptographic algorithms on the basis of the solution of the main number-theoretic objectives of cryptography (factorization of a composite number, finding of dividers of number) is provided.

It is noted that along with classical evolutionary algorithms the new bioinspired algorithms of ant and bee colonies are widely adopted. The description of these algorithms, and also their application for realization of cryptanalysis of codes of shifts and replacement, asymmetric algorithms of enciphering are provided, the algorithm of factorization of composite numbers with use of a method of bee colonies is also given.

The presented results testify to possibility of application of the bioinspired algorithms for realization of information protection in the development of information and communication technologies of a space complex.

### **Анализ функционирования фазовой и символьной синхронизации с использованием гибридной аппаратно-программной среды проектирования**

Серкин Ф.Б.

МАИ, г. Москва

В настоящее время большой популярностью у разработчиков систем связи, в том числе для авиации и космонавтики, пользуются программные пакеты MATLAB и LabVIEW. Особенно интересным оказывается их применение в связке с аппаратным оборудованием реального времени. И до недавнего времени это было довольно легко реализуемо, однако, в современном мире получают всё большее распространение широкополосные системы, требующие высокой частоты дискретизации, и в большинстве случаев при работе с данными системами производительности универсального процессора компьютера оказывается недостаточно для обработки массивных объемов данных в реальном времени. На помощь приходят особые методы работы со

средой и использование многопоточных C/C++ приложений. В плане аппаратуры одной из главных проблем является передача информации на компьютер. В этом плане интересной технологией является Программно-Определяемое Радио (SDR – Software Defined Radio), основным принципом которой является построение устройств таким образом, при котором используется некоторый универсальный широкополосный RF-тракт, широкополосные АЦП и ЦАП, а информация через аппаратный высокоскоростной канал передается на компьютер.

В данной работе анализируется функционирование систем синхронизации системы передачи информации с полосой 22 МГц и скоростью потока комплексных отсчетов от аппаратуры к компьютеру до 1 Гбит/с. В сигнале используется ОФМн-2 модуляция с прямым расширением спектра, информационные биты скремблируются. По итогам анализа работы имитационной модели можно заключить, что алгоритмы функционируют корректно при различных вариантах построения, управления и при наличии различной скважности в сигнале. Методика разработки и отладки C/C++ реализации алгоритма по итогам анализа функционирования позволила увеличить производительность на порядки и добиться работы системы по реальному сигналу в реальном времени. Для оптимизации работы реализаций алгоритмов в среде MATLAB/Simulink использовалась связка MATLAB + Visual Studio с использованием API Windows. В качестве аппаратной платформы SDR использовался USRP (Universal Software Radio Peripheral) компании Ettus Research (National Instruments) с программным драйвером UHD (Universal Hardware Driver). Помимо работы в реальном времени с аппаратурой данная связка программных пакетов позволила существенно сократить время моделирования алгоритмов, а также фактически реализовать алгоритмы в виде, при котором для их корректной работы в сигнальном процессоре необходимы минимальные доработки.

### **Analysis of synchronization systems functionality with hybrid hardware-software design environment**

Serkin F.B.

MAI, Moscow

Currently, software packages MATLAB and LabVIEW are very popular among developers of communication systems. Particular interest is their use in conjunction with a real-time hardware. And until recently, it was pretty easy realizable, however, in the modern world the wideband systems are becoming more and more popular. They require a high sampling rate, and in most cases the performance of a general purpose PC processor is not enough

to handle the massive amounts of data in real time. The special methods of working with environment and multithread C/C++ applications come to help. In terms of equipment one of the main problems is the transfer of information to a computer. For those tasks an interesting technology is software-defined radio (SDR - Software Defined Radio), the basic principle of which is the construction of devices in such a way that we use some universal wideband RF, wideband ADC and DAC, and information is transmitted at high speed through the hardware channel to computer.

In this paper we analyze the functionality of the synchronization systems in data transmission system with a 22 MHz bandwidth and a flow rate of complex samples from the hardware to the computer is up to 1 Gbit/s. Signal have DBPSK (Differential Binary Shift Keying) modulation and DSSS (Direct Sequence Spectrum Spreading), using Baker code. On the analysis of the simulation model we can conclude that the algorithms are functioning correctly for different types of implementation, control technique, and with presence of duty cycle in the signal. In this paper, the analysis results show, that with special methodology of development and debugging C/C++ implementations of the algorithm it is possible to increase performance by orders and get the system, that can work on a real signal in real time. To optimize the implementation of the algorithm in the MATLAB/Simulink environment a bunch of MATLAB + Visual Studio is used with special functions of Windows API. As SDR hardware platform we used USRP (Universal Software Radio Peripheral) of Ettus Research Company (National Instruments) with UHD (Universal Hardware Driver) driver software. In addition to work in real time, with this bunch of equipment this software hybrid design environment significantly reduced the simulation time of algorithms, and actually implement the algorithms in the form, for which we need minimum necessary modifications to make them work in DSP (Digital Software Processor).

### **Оценка наблюдаемости при навигации с наноспутника**

Симаков С.П., Устюгов Е.В.

СГАУ, г. Самара

Целью работы является разработка алгоритма, позволяющего определить параметры движения орбитальной ступени РН «Союз» с наноспутника, на борту которого закреплена видеочамера, и провести анализ наблюдаемости, заключающийся в оценке параметров движения орбитальной ступени по проекциям координат реперных точек на плоскость матрицы чамеры.

Алгоритм включает в себя модель относительного движения наноспутника и модель измерений

Модель движения определяет положение наноспутника относительно орбитальной ступени, и начальными условиями нее являются скорости отделения а также положение наноспутника в начальный момент времени.

Модель измерений включает в себя определение положения и ориентации наблюдаемого объекта, через анализ положения реперных точек на изображении, расположенных на поверхности наблюдаемого объекта.

Положение реперной точки относительно центра масс объекта описывается вектором в связанной системе координат, который определяется известной геометрией объекта. В таком случае задача сводится к отысканию проекций вектора каждой из реперных точек объекта, на плоскость матрицы камеры.

Для нахождения проекций используется математика кватернионов, которая позволяют описать математическую модель наиболее простым образом.

Приняты следующие допущения:

- считаем что орбитальная ступень движется по круговой орбите;
- орбитальная ступень имеет цилиндрическую форму, с известной геометрией;
- орбитальная ступень совершает регулярную прецессию;
- наноспутник отделяется по продольной оси орбитальной ступени.

В рамках данной работы проведено численное моделирование движения орбитальной ступени, при заданных начальных угловых скоростях движения ступени и проведен анализ наблюдаемости. Орбитальная ступень будет наблюдаема при ненулевых угловых скоростях и при угловой скорости вращения ступени меньше скорости съемки.

По результатам численного моделирования получены графики зависимостей положения координат относительного движения наноспутника от времени и зависимости положения проекции реперной точки на начальную систему координат от времени.

### **Evaluation of observability with navigation by the nanosatellite**

Simakov S.P., Ustiugov E.V.

SSAU, Samara

The first goal of this work is to develop an algorithm which allows to determinate the orbiter motion parameters of the Soyuz rocket from nanosatellite with video camera. The second purpose is to analyze the observability by estimation of orbiter motion parameters for the projection coordinates of reference points on the camera matrix.

The algorithm consists of the nanosatellite apparent motion model and measurement model.

Motion model determines the position of nano-satellite relative to the orbital stage. Initial conditions are a separation speed and the position of nanosatellite at the initial time.

The measurement model includes determining the position and orientation of the observed object, through the analysis of the reference points in the image on the surface of the observed object.

The position of the reference point relative to the object center of mass is described by the vector in the associated coordinate system, which is determined by the known geometry of the object. In this case, the problem is to find the projection of the vector of the object reference points on the plane of the matrix camera.

To find the projections we used quaternion math, which allow us to describe a mathematical model through the simplest manner.

The following assumptions:

- orbiter moves in a circular orbit;
- orbiter has a cylindrical shape with a known geometry;
- orbiter makes regular precession;
- nano-satellite is separated along the longitudinal axis of the orbiter.

During this work numerical simulation of the orbital stage motion by given the initial angular velocities of the stage and analysis of observability are done. Orbiter will be observable at nonzero angular velocity and the angular velocity of rotation of the stage less than the speed of shooting.

According to the results of numerical simulations we obtained plots of the position coordinates of the relative motion of the nanosatellite time and depending on the position of the projection reference point to the initial coordinate system from time.

**Определение текущих навигационных параметров полета  
высокоскоростных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА)  
с помощью бортовой радиолокационной станции (БРЛС)  
переднебокового обзора на базе АФАР**

Сливко С.А.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось исследование возможности реализации с помощью БРЛС переднебокового обзора режима комплексного определения навигационных параметров высокоскоростного полета БПЛА. Этот режим крайне важен в условиях возможного нарушения работоспособности бортовой навигационной системы в процессе полета БПЛА.

Основной задачей БРЛС переднебокового обзора, применяемых на высотных БПЛА, может являться радиолокационная съемка заданного участка местности (ЗУМ) для передачи полученного РЛИ на пункт приема информации. Для получения качественного РЛИ ЗУМ необходимо с достаточной точностью знать текущие навигационные параметры полета БПЛА во время съемки, в частности текущие координаты положения БПЛА, составляющие полного вектора скорости, угловые параметры разворота БПЛА.

В работе проведен анализ по следующим направлениям:

- типовая траектория полета высокоскоростного БПЛА;
- модель ошибок измерения инерциальной навигационной системой текущих параметров полета БПЛА;
- условия работы БРЛС при проведении радиолокационной съемки ЗУМ и ограничения, накладываемые на работу БРЛС при съемке, по энергопотенциалу и углам визирования;

Также проведены анализ и количественная оценка требований по точности измерения навигационных параметров для получения качественного РЛИ ЗУМ.

Для обеспечения режима навигационных измерений предлагается использовать в качестве приемо-передающей части БРЛС активную фазированную антенную решетку (АФАР). Это техническое решение позволит реализовать в БРЛС режим ДИСС – доплеровского измерения скорости и угла сноса, с помощью которого могут быть определены требуемые текущие навигационные параметры полета БПЛА.

В работе предложен математический аппарат и выбраны радиотехнические методы обработки принимаемого сигнала для вычисления необходимых навигационных параметров полета высокоскоростного БПЛА.

Таким образом, имея в своем составе многофункциональную БРЛС на базе АФАР, система управления БПЛА получает дополнительную автономную систему, позволяющую с достаточной точностью измерять текущие навигационные параметры полета БПЛА.

### **Determination of current navigational parameters of high-speed unattended vehicles (UAV) flight by a forward-and-side looking radar based upon an active phased array antenna**

Slivko S.A.  
MAI, Moscow

The purpose of this work is to do a research on feasibility of the mode for comprehensive determination of current navigational parameters of high-speed UAV by the on-board forward-and-side looking



radar. This mode is very essential under the conditions of on-board navigational system accidental failures during UAV flight.

The major task of the on-board forward-and-side looking radar (OBFSLR) used in high altitude UAV can be a radar survey of a certain terrain area (CTA) for further transmission of the image to a ground data reception post. To get a good quality image of CTA, it is necessary to know UAV current navigational parameters during the survey with sufficient accuracy, in particular current UAV coordinates, components of the full velocity vector, angles of UAV body.

The work carries out analysis in the following areas:

- typical flight trajectory of the high speed UAV;
- models of the inertial navigation system errors, when measuring current navigational parameters of UAV flight;
- UAV operational conditions, when do in a radar survey of a certain terrain area, and restrictions on the on-board radar during the survey in terms of power consumption and angles of sight;

The work also addresses an analytical and qualitative estimation of requirements for accuracy of navigational parameters measurement for making high quality images of certain terrain areas.

To ensure the mode of navigational parameters measurement, it is proposed to use the active phased array antenna (APAA). This technical solution will enable the mode of Doppler velocity and angle of drift measurement in OBFSLR, which can determine the required current navigational parameters of UAV flight.

The work offers the mathematical tools and radiotechnical methods for the received signal processing required for computation of needed navigational parameters of high speed UAV flight.

Thus, having a multifunctional phased array radar on-board, the UAV control system will get an additional independent system to determine the current navigational parameters of UAV flight with sufficient accuracy.

### **Инструменты разработки программного обеспечения автономных программно-аппаратных комплексов**

Соколов А.О., Терентьев О.А.

КБ Электроприбор, г. Саратов

В данной работе рассматривается подход к разработке и проектированию программного обеспечения (ПО) для встроенных систем с ограниченным взаимодействием с оператором (АВС). В основном это системы автоматического управления различными силовыми установками.

Данный класс систем начал находить широкое применение относительно недавно. Даже сейчас многие функции реализуются

гидравлическими или аналоговыми устройствами. Поэтому проблема описания требований к ПО цифровых систем поднимается редко, и это ПО проектируется по аналогии с остальными интеллектуальными системами.

Специфика АВС выражается в некоторых нестандартных свойствах:

- необходимость работать в тяжелых условиях не позволяет применять высокопроизводительные вычислительные средства;
- работа в энергетических узлах и других системах с высокой степенью ответственности повышает требования к надежности и восстанавливаемости ПО;
- определенность функций и режимов функционирования позволяет точнее прогнозировать поведение и исключает необходимость перестройки ПО в процессе эксплуатации;
- автономность позволяет избавиться от большого количества разнообразных защит.

В приведенных условиях использование существующих инструментов разработки и проектирования оказывается не всегда оправданным. Для примера, распространенные операционные системы реального времени (ОСРВ) зачастую обладают излишней для АВС защищенностью и гибкостью (как следствие, увеличение накладных расходов и снижение предсказуемости поведения).

На основании свойств ПО АВС сформированы и обоснованы следующие требования к инструментам разработки:

- блокировка и недопущение сложных динамических конструкций (как при распределении памяти, так и процессорного времени);
- наличие интегрированных средств детальной отладки, не изменяющих характеристики объектного кода ПО;
- наличие средств моделирования, анализа и оценки характеристик ПО на стадии разработки;
- открытая архитектура включаемых в объектный код элементов и прозрачная логика работы средств автоматизации разработки.

Выполнение этих требований позволяет существенно повысить качество ПО. Возможность реализации демонстрируется на переработке архитектуры ОСРВ.

### **Software development tools for autonomic digital systems**

Sokolov A.O., Terent'ev O.A.

KB Electropribor, Saratov

In this paper, an approach of software design and development is presented. It may be use at embedded systems (ES) with limited operator

interaction (autonomic ES - AES). Examples of AES are automatic control systems (ACS) at various power units.

Even now, many ACS functions are realized by hydraulic or analog devices. Therefore, the problem of software requirements describing at digital systems is actually. Specificity of AES expressed in some non-standard properties:

- Need to work in hard extern conditions does not allow to use high-performance computing facilities;
- Work at power units and other systems with a high quality requirements increases performance requirements;
- Software is autonomic and may be use easy algorithms and static resource distributions;
- Autonomy allows abolishing a large number of different protections.

In these condition existing software development tools and design is not always efficient. For sample common real time operating system (RTOS) often have protected and flexibility too much for AES.

Next requirements for development tools is made based on the properties of the AES software:

- Blocking dynamic structures (at distributing many resources);
- Integrated debug tools must not to change characteristics of the object code;
- Availability of tools for modeling, analysis and evaluation of the software characteristics under code creating;
- Open architecture for all tools that include in code.

Compliance with these requirements can significantly improve the software quality. At sample possibility of realization is demonstrated by designing RTOS architecture.

### **Оптимизация структуры систем охлаждения бортовых РЛС малоразмерных ЛА средствами САПР**

Старенченко А.В.

МАИ, г. Москва

Бортовые РЛС малоразмерных ЛА характеризуются высокими значениями выделяемой тепловой энергии на единицу объёма (10-15 Вт/дм<sup>3</sup>), при ограниченных ресурсах отвода этой тепловой энергии. Поэтому задача оптимизации структур таких СО является актуальной. В работе рассматривается решение задачи оптимизации 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 SWFlowSimulation. 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.

- Оптимизация распределения воздушных потоков между элементами конструкции БРЛС. При ограничении на расход охлаждающего воздуха, задача решается путём изменения зазоров между корпусами и введением дополнительных элементов конструкции изменяющих распределение воздушных потоков.

- Решение внешней задачи проектирования радиаторов для элементов конструкции БРЛС, для которых не удаётся обеспечить нормальный тепловой режим по результатам выполнения п.4 алгоритма.

- Проектирование конструкции радиаторов по требованиям, сформированным в п.5 алгоритма.

- Определяется оптимальный вариант построения СО БРЛС по критерию минимума затрат.

Рассмотренный алгоритм реализован при разработке конструкции СО БРЛС беспилотного ЛА проекта «Корсар».

### **Structure optimizing of the refrigerating systems of small-sized airborne vehicles' on-board radar by CAD system**

Starenchenko A.V., Ushkar M.N.

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 the structures' optimizing of the refrigerating systems is actual. The work introduce the solving of the problem of the structure optimizing of the refrigerating systems of the remotely piloted vehicles' on-board radar with a limited resource set of heat extraction.

The problem is formulated as follows: determine the structure of on-board radars refrigerating systems, which provide normal thermal conditions at a minimum cost.

The initial data of this task are: the model of the on-board radars, allowable temperature value of the construction units' body frames, consumed power, parameters of the cooling air.

To complete this task the following algorithm is suggested:

- Adaptation of the original model to solve the task of the thermal conditions analysis. This procedure is to simplify the design to reduce the number of finite elements, while maintaining adequate heat transfer.
- Preliminary analysis of the radar thermal regime. The analysis is performed by means of SW Flow Simulation. The result of the analysis is the temperature field of the radar design.
- Definition of the overheating matrix of the construction elements. Determination of the overheating is provided by comparing the values of the temperatures of the buildings construction elements with accepted values specified in the initial data.
- Optimization of the air distribution between the elements of radar. When the cooling air flow is limited, the task is completed by the changing the gaps between the body frames and by the introduction of additional components altering airflow distribution.
- The solution of the exterior problem of radiators projecting for the elements of radar construction, which are failed to provide normal thermal conditions on the results of the point 4 of the algorithm.
- Projecting of the radiators constructions according to the rules formulated in the point 5 of the algorithm.
- The optimal structure variant of refrigerating systems of small-sized airborne vehicles' on-board radar is defined conforming to the cost minimum.

The considered algorithm is implemented in the design of the refrigerating systems of the remotely piloted vehicles' on-board radar of project "The Corsair".

### **Географическая информационно-аналитическая система сейсмического мониторинга**

Степанов И.В., Федотов А.Л., Бубненко Д.И.  
ОАО «Российские космические системы», г. Москва

Специалисты Научного центра оперативного мониторинга Земли (НЦ ОМЗ) ОАО «Российские космические системы» выполняют исследования в области сейсмического мониторинга. Руководителем направления Додой Л.Н. разработана концепция сейсмотектогенеза, предполагающая частичную, а в перспективе полную автоматизацию

процесса обработки и анализа данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), прежде всего, с целью выявления облачных структур, трассирующих тектонические разломы. Инструменты обработки и анализа данных реализованы в Web-ориентированной географической информационно-аналитической системе сейсмического мониторинга (ГИАС СМ).

В докладе рассмотрены современные возможности и особенности использования «пилотной» версии ГИАС СМ на уровне Интернет-пользователя, а также перспективы развития инструментария.

Представлены результаты использования элементов «пилотной» версии ГИАС СМ при прогнозировании землетрясений в сейсмоактивных зонах России, Японии, США, Мексики, Ирана, Индонезии и Новой Зеландии.

Часть прогнозов и их результаты представлены в докладах 33-й Генеральной ассамблеи «Сейсмология без границ» Европейской сейсмологической комиссии (ESC 2012), Международной конференции «Дистанционное зондирование окружающей среды: научные и прикладные исследования в Азиатско-Тихоокеанском регионе» (RSAP 2013) и других международных мероприятиях.

Список литературы

1. Дода Л.Н., Болов В.Р., Бубненко Д.И., Емельянов К.С., Степанов И.В., Федотов А.Л. и др. Результаты экспериментальной обработки элементов базовых продуктов сейсмопрогнозного мониторинга и их тестирование в центре «Антистихия» МЧС России в 2012 г. // Материалы Международной научно-технической конференции INTERMATIC-2012. 3-7 декабря 2012. Москва. М.: МИРЭА. 2012. Ч. 5. С. 158-162.

2. Дода Л.Н., Натяганов В.Л., Степанов И.В. Эмпирическая схема краткосрочного прогноза землетрясений // Доклады академии наук, 2013. т. 453. ч. 2, С. 1257-1263. (ISSN 1028-334X).

3. L.N. Doda, V.R. Dushin, V.L. Natyaganov, N.N. Smirnov, I.V. Stepanov. Earth quakes forecasts following space and ground-based monitoring // Acta Astronautica. 69 (2011), p. 18-23.

### **Geographical Information Analysis System of Seismic Monitoring**

Stepanov I.V., Fedotov A.L., Bubnenkov D.I.

JSC “Russian Space Systems”, Moscow

The studies in seismic monitoring are conducted by experts of the Research Center for Earth Operative Monitoring (NTs OMZ), JSC “Russian Space Systems”. The seismotectogenesis concept implying partially automated and then fully automated processing and analysis of remote sensing data to detect first of all cloudy structures tracing the tectonic faults has been developed by

L.N. Doda, head of the studies. The tools for data processing and analysis are realized in the Web-oriented Geographical Information Analysis System of Seismic Monitoring (GIAS SM).

The paper considers the state-of-the-art capabilities and peculiarities of using the GIAS SM pilot version at the Internet user level and the development prospects of the tools as well.

The results of using the GIAS SM pilot version elements in earthquake prediction in seismically active zones of Russia, Japan, USA, Mexico, Iran, Indonesia, and New Zealand are presented.

Several predictions and their results are presented in papers of the 33-rd General Assembly of the European Seismological Commission “Seismology without Boundaries” (ESC 2012), International Conference on Remote Sensing of Environment: Scientific and Applied Research in Asia-Pacific (RSAP 2013), and other international events.

#### References

4. Дода Л.Н., Болов В.Р., Бубненко Д.И., Емельянов К.С., Степанов И.В., Федотов А.Л. и др. Результаты экспериментальной обработки элементов базовых продуктов сейсмопрогнозного мониторинга и их тестирование в центре «Антистихия» МЧС России в 2012 г. // Материалы Международной научно-технической конференции INTERMATIC-2012. 3-7 декабря 2012. Москва. М.: МИРЭА. 2012. Ч. 5. С. 158-162.

5. Дода Л.Н., Натяганов В.Л., Степанов И.В. Эмпирическая схема краткосрочного прогноза землетрясений // Доклады академии наук, 2013. т. 453. ч. 2, С. 1257-1263. (ISSN 1028-334X).

6. L.N. Doda, V.R. Dushin, V.L. Natyaganov, N.N. Smirnov, I.V. Stepanov. Earth quakes forecasts following space and ground-based monitoring // Acta Astronautica. 69 (2011), p. 18-23.

### **Концепция бесплатформенных векторных аэрогравиметрических измерений**

Афонин А.А., Сулаков А.С., Ямашев Г.Г.  
МАИ, г. Москва

В докладе дана характеристика особенностям работы бесплатформенного гравиметрического комплекса на неподвижном основании – взлетно-посадочной площадке, включая обязательный этап высокоточной начальной выставки, а также в полете. При этом в частности акцентируется внимание на возможности увеличения точности работы комплекса в определении большинства параметров гравиметрии, навигации и ориентации, оценивании и компенсации основных систематических погрешностей датчиков первичной информации посредством задания объекту-носителю комплекса

определенного вида одновременных переменных угловых и линейных движений. Приводятся результаты теоретических исследований наблюдаемости и мер оцениваемости, подтверждающие возможности лучшей оцениваемости большего числа элементов вектора состояния комплекса, работающего на подвижном основании особенно в условиях специальных режимов движения.

Описывается методика, позволяющая определять навигационные параметры с точностью, превосходящей текущую точность используемой СНС. При работе СНС в стандартном режиме комплексу удастся достичь точности соответствующей дифференциальному режиму измерения, при работе СНС в дифференциальном режиме – точности обычно соответствующей фазовому режиму измерения СНС. Показана, обоснована теоретически и подтверждена практически возможность оценивания систематических и низкочастотных составляющих случайных составляющих ошибок СНС при высокоточной начальной выставке комплекса, обеспечиваемой длительной статистической обработкой показаний СНС во время стоянки беспилотного летательного аппарата (БЛА) перед вылетом.

Отмечается работоспособность комплекса с удовлетворительной для гравиметрических измерений точностью (десятые доли мГал по модулю ускорения силы тяжести, единицы угловых секунд по отклонениям отвесных линий) при условии использования в его составе комплекта гироскопов с систематическими погрешностями до 0,1 градуса/час и акселерометров – до  $5 \cdot 10^{-5}$  м/с<sup>2</sup>, включая погрешности масштабных коэффициентов и погрешности ориентации осей чувствительности установленных в корпусе инерциальных датчиков, благодаря возможности их высокоточного оценивания в условиях специальных угловых и линейных движений БЛА.

В итоге делается вывод о предполагаемой высокой как технической, так и экономической эффективности новой концепции бесплатформенных векторных аэрогравиметрических измерений в особенности с использованием современных достижений в создании автоматических БЛА различных классов и назначений.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках Госзадания по проекту № 813, 2014 г., рук. Афонин А.А. и РФФИ по гранту 12-08-00028-а.

### **The concept of strapdown vector aerogravimetric measurements**

Afonin A.A., Sulakov A.S., Yamashev G.G.

MAI, Moscow

In the report we provide the characteristic of strapdown gravimetric complex work on a fixed base – the landing site including mandatory step of



the precision initial alignment, and also in the flight. In this case, in particular, focuses on the possibility of increasing the accuracy of the complex to determine most of the parameters of gravimetry, navigation and orientation, estimation and compensation of the basic systematic biases of the primary information sensors through a certain type of concurrent variable angular and linear object-carrier movements. The report presents the results of theoretical research of observability and measures estimability confirming the possibility of a better estimability of more elements of the state vector in conditions of the movable operating particularly in special modes of motion.

Described technique allows to define navigation parameters with accuracy far greater than the current accuracy of the SNS, that using in the complex. During the operating of SNS in standard mode complex can achieve an accuracy corresponding to a differential measurement mode, when SNS operating in differential mode - to the accuracy is generally appropriate phase measuring mode. It is shown, proved theoretically and practically confirmed the possibility of estimation of systematic and random components of low-frequency components of the SNS biases on condition of precision initial alignment of the complex, provides long-term statistical analysis of SNS measurement readings during a stop immediately before unmanned aerial vehicle (UAV) departure.

Observed performance of the complex with satisfactory accuracy for gravity measurements (tenths of mGal modulo of the gravity acceleration, units of seconds of arc on the plumb line) when used in its composition a set of gyroscopes with systematic errors to 0.1 degrees / hour and accelerometers to  $5 \cdot 10^{-5} \text{ m/s}^2$ , including scale factor errors and errors of the sensitive axes orientation, mounted in the housing inertial sensors, due to the possibility of their evaluation in terms of precision special angular and linear movements of the UAV.

In the end, we can make the conclusion of the proposed high-both technical and economic efficiency of the new concept of the strapdown vector aerogravimetric measurements especially with the use of the latest achievements in the creation of automated drones of different classes and appointments.

This work was supported by the Ministry of Education of the Russian Federation by project number 813, 2014, head – Afonin A.A. and RFBR grant 12-08-00028-a.

## **Об особенностях моделирования нейросетевых систем автоматического управления на ЭВМ**

Суханов Н.В.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Москва

Управление на основе многослойной нейронной сети, наряду с системами с ассоциативной памятью и экспертными адаптивными регуляторами, относится к интеллектуальным технологиям управления. В настоящее время существуют три варианта реализации нейронных сетей: программная реализация, программно-аппаратная и аппаратная.

Пакет Neural Networks Toolbox программной среды MATLAB/Simulink позволяет моделировать десятки различных классов нейронных сетей и применять их для исследования разнообразных процессов, в том числе и нейроуправления. Доклад посвящен аспектам исследования нейроуправления в данной программной среде. Цифровой характер модели нейронной сети может приводить к накоплению ошибки во время функционирования системы автоматического управления. Одним из способов разрешения данной проблемы является дискретизация объекта управления и всей системы автоматического управления, при этом период дискретизации обучающей выборки нейрорегулятора должен быть кратным периоду дискретизации САУ – ошибка в узлах обучающей выборки минимальна и ее накопление не окажет существенного влияния на функционирование системы.

Было рассмотрено построение нейрорегуляторов по схеме прямого нейроуправления для двух случаев – непрерывной САУ и дискретной САУ. В обоих случаях обучающая выборка для обучения нейронных сетей была получена с помощью функционирования корректирующего звена, синтезированного традиционными методами. Данные с осциллографов среды Simulink показали неприемлемое качество управления непрерывной системы с нейрорегулятором из-за накопления ошибки функционирования нейрорегулятора в силу дискретного характера модели нейронной сети.

После дискретизации объекта управления с периодом дискретизации  $T=1с$ , создания и обучения нейронной сети, включенной в контур управления данные с осциллографов среды Simulink показали полное схождение переходных процессов дискретной САУ и нейросетевой САУ. Накопление ошибки функционирования нейрорегулятора отсутствовало.

На примере синтеза НС-регуляторов для непрерывной и дискретной систем было показано влияние дискретного характера программных моделей многослойных нейронных сетей на процесс моделирования в программной среде MATLAB. При моделировании нейросетевых САУ на классических ЭВМ целесообразна работа с дискретными моделями

объектов управления. Это позволяет избежать проблем устойчивости систем, неизбежно возникающих из-за накопления ошибки функционирования нейронных сетей в контуре управления непрерывными объектами.

### **About the features of simulation of neural network automatic control systems on a computer**

Sukhanov N.V.

Military academy of strategic rocket troops named by Peter the Great,  
Moscow

Management based on a multilayer neural network, along with systems of associative memory and expert adaptive controller refers to intelligent control technology. Currently, there are three options for the implementation of neural networks: the software implementation, hardware and software and hardware.

Package Neural Networks Toolbox from software environment MATLAB / Simulink allows you to simulate dozens of different classes of neural networks and apply them to study a variety of processes, including neurocontrol. The report focuses on aspects of the research in this neurocontrol software environment. The digital nature of the neural network model may lead to accumulation of errors during the functioning of the automatic control system. One way to solve this problem is the smpling of the object and the whole control system. An error in the nodes of the training sample is minimal and its accumulation does not have a significant impact on the functioning of the system.

It was considered the construction neural network regulator for direct neural network control scheme for two cases - the continuous and discrete control system. In both cases, the training sample to train the neural network was obtained by the operation of the correction circuit synthesized by conventional methods. The data from the Simulink's scope showed unacceptable quality of control system with continuous NN regulator due to accumulation of errors.

After sampling the control object was created neural network included in the control system. Data from scopes showed Data showed complete agreement transient processes of discrete control system and neural network control system. Accumulation of errors avoided.

Exemplified by the synthesis of NN-controllers for continuous and discrete systems has been shown to influence the discrete nature of software models of multilayer neural networks for process modeling software environment MATLAB. In the simulation of neural network control system on classical computers is suitable to work with discrete models of control objects. This avoids the problems of stability of systems that inevitably arise due to

accumulation of errors of functioning of neural networks in the control loop for continuous objects.

**Технологии формирования изображений в РЛС с синтезированием апертуры при перемещении фазового центра антенны по траектории с переменным радиусом вращения**

Татарский Б.Г.<sup>1</sup>, Ясенцев Д.А.<sup>1</sup>, Майстренко Е.В.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>МАИ, <sup>2</sup>Концерн «ВЕГА», г. Москва

В работе рассматриваются алгоритмы формирования радиолокационных изображений (РЛИ) в режиме синтезирования апертуры антенны при перемещении фазового центра реальной антенны (ФЦА) по траектории переменного радиуса вращения.

В отличие от процесса прямого синтеза при прямолинейном или вращательном перемещении ФЦА траектория с переменным радиусом вращения позволяет создать апертуру, зависящую от конфигурации носителя. Иными словами, разрешение по угловой координате в заданном секторе будет определяться траекторией перемещения ФЦА, согласованной с конфигурацией поверхности носителя.

Формируемое изображение позволяет получить представление об окружающей носитель обстановке с разрешением существенно выше, чем при использовании реальной антенны. Данный подход может быть использован при построении систем мониторинга для подвижных и неподвижных носителей при наблюдении различного рода объектов.

В работе представлены алгоритм и отклики системы обработки траекторного сигнала при указанном способе перемещения ФЦА, а также приведено сравнение получаемых параметров изображения в различных областях наблюдения.

**The radio images methods creation for radiolocation systems with aperture synthesizing mode taking account with antenna phase center movement by variable radius trajectory**

Tatarskiy B.G., Yasentsev D.A., Maistrenko E.V.  
MAI, Concern «VEGA», Moscow

In this work radio image (RI) methods creation taking account aperture synthesizing (RAS) operating mode with antenna phase center (APC) movement by variable radius trajectory are confirmed.

In comparison with aperture synthesizing taking account with forward or circular APC movement variable radius trajectory allows to create aperture, which depends on APC carrier. In other words, angle plane definition in given sector is determined by APC movement trajectory, matched to carrier surface configuration.

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.

In this work trajectory signal development system algorithm and output response with present way of APC movement, and also comparison of achieved RI parameters in different observation areas are given.

### **Результаты исследований режима группового самолетовождения ДПЛА**

Терентьев В.М.  
КБПА, г. Саратов

Анализ существующих направлений развития автоматизации управления движением ДПЛА для различных режимов полета показывает, что в ближайшем будущем необходимо будет решить проблему управления ДПЛА в группе строем. Групповой полет ДПЛА необходим для обеспечения функций, не выполнимых одним ДПЛА. Группы ДПЛА, используемые для решения разведывательных задач и выполнения ударных операций, являются более перспективными по сравнению с применением в тех же целях одиночных ДПЛА.

Систему управления ДПЛА в группе можно рассматривать как иерархическую систему, состоящую из трех уровней: стратегического, тактического и исполнительного. Задача стратегического уровня является вариантом задачи назначения. На этом уровне обеспечивается планирование маршрута и координация целесообразных действий всей группы ДПЛА в целом. Tактический уровень управления осуществляется системой межсамолетной навигации, а исполнительный – системой тракторного управления и управлением сервоприводами. В докладе основное внимание уделяется задаче стабилизации относительного положения между ДПЛА группы (тактический и исполнительный уровни). Без ее решения невозможно решить целевые задачи, возлагаемые на группу ДПЛА при полете строем. В результате проведенных исследований разработана новая методология автоматизации управления движением ДПЛА в группе строем, суть которой заключается в следующем: наряду с пилотажной и навигационной информацией предлагается передавать по радиолинии с ведущего ДПЛА на ведомые управляющие параметры ведущего ДПЛА: заданные значения перегрузок и угла крена. Это позволяет обеспечить координированное и согласованное управление ведомыми ДПЛА при маневрировании ведущего ДПЛА, т.е. при стабилизации параметров строя на криволинейных неустановившихся участках траектории. Основным путем решения задачи управления полетом ДПЛА в группе

строем является функциональное, информационное и аппаратное объединение всех измерителей различной физической природы в единый интегрированный комплекс межсамолетной навигации.

Практическая реализация СМСН требует решения ряда научно-технических проблем. К ним относится, в первую очередь, создание малогабаритной системы измерения параметров относительного движения в широком диапазоне измеряемых величин с высокой точностью. Другой проблемой является создание программно - алгоритмического обеспечения, связанного с разработкой систем обработки информации (комплексирования датчиков информации). С этими проблемами тесно связана задача аппаратного обеспечения системы межсамолетной навигации.

### **The results of the investigation of RPV formation navigation**

Terentyev V.M.

JSC "Industrial Automatics Design Bureau", Saratov

Analyzing nowadays directions of development of RPV movement automation the conclusion is reached that it is essential to resolve the problem of RPV control while performing formation flight. RPV formation flight is preferable when it is necessary to achieve the purposes that can't be fulfilled with a separate RPV. It is either more appropriate to use RPV formations in surveillance and tactical missions.

An RVP formation control system may be considered as an multistage system consisting of strategic, tactical and operational levels. The strategic level task corresponds to the purpose of the flight. At this level the route is planned and operation of RPV units in formation is coordinated. Tactical level is introduced with inter aircraft navigation system use and operational level is provided by means of trajectory guidance system use and actuators control. In the report an emphasis is made on the question of RPV relative position stabilizing in formation (at tactical and operational levels). It is possible to cope with other tasks of RPV formation only having this problem fixed. After series of studies a new method of movement automation in RPV formation was developed. It is about transmission of such control parameters as predetermined acceleration and angle of roll values coming from the leading RPV to the trailing units in addition to sending of flight and navigation data. Thus it becomes possible to ensure coordinated and consistent control of the trailing RPV during leading RPV maneuvering, i.e. during the period of the formation parameters stabilization at transient curved segments of flight path. The only solution to the issue of RPV formation flight control is to combine functional, informative and facilities aspects of all the measuring equipment of different character providing a unique integrated set with an ability of inter aircraft navigation.

To implement the system of inter aircraft navigation in practice it is demanded to arrive at a solution to some problems in technological field. First of all it is necessary to develop a small-scale system enabled to measure relative motion in a broad range to a high precision. Another question is to create software tools for data processing systems development (data sensor complexation). These questions closely relate to concern of software development for inter aircraft navigation system.

### **Повторное использование программного обеспечения в цифровых устройствах авиационной техники**

Соколов А.О., Терентьев О.А.

КБ Электроприбор, г. Саратов

Разработка программного обеспечения (ПО) уже давно стала отдельной отраслью со своим набором методик и накопленным опытом. Однако при столкновении с такими специфическими областями применения как авиация, а тем более космонавтика, большинство известных методов оказываются неактуальны. Основная проблема – в специфичности, уникальности и малосерийности аппаратных вычислительных платформ.

Большинство цифровых систем на борту летательных аппаратов являются встроенными. Это означает тесную интеграцию ПО с аппаратными средствами. Последние, в силу высоких требований к надежности и массогабаритным показателям, проектируются под каждую отдельную задачу. Любая универсальность в аппаратных платформах связана с избыточностью и снижает приведенные показатели.

В программном обеспечении универсальность, напротив, помогает повысить качество и ускорить процесс разработки. Такие инструменты, как кроссплатформенный код и библиотеки давно себя зарекомендовали в разработке ПО общего назначения. Для реализации данных подходов в ПО летательных аппаратов предлагаются следующие решения:

- строгая классификация цифровых систем и их составляющих по назначению;
- построение вычислительных систем по принципам модульности;
- введение в классификацию ПО двух уровней модульности – по архитектуре процессорного устройства (target CPU) и по архитектуре содержащего его контроллера (target board);
- активное использование метапрограммирования.

Попытки введения подобных подходов уже существуют. В основном это библиотеки популярных операционных систем реального времени, таких как QNX, VxWorks и т.д.. Проблема заключается в том, что

каждая из них сильно ориентирована на свою структуру, решения являются непереносимыми.

В докладе предлагается комплекс мер по систематизации уже существующих наработок в области ПО и схемотехники, а также методика по интеграции новых решений. Основной упор при разработке делается на отечественную элементную базу и тесное сотрудничество разработчиков электронных компонентов, разработчиков отдельных агрегатов и разработчиков летательных аппаратов.

### **Software reuse in digital devices at aeronautical engineering**

Sokolov A.O., Terent'ev O.A.

KB "Electropribor", Saratov

Software development has been a particular branch of knowledge. This contains a big set of techniques and most experiences. However when it need at specific application areas such as aviation and aerospace most of the known methods are irrelevant. The main problem is specificity and uniqueness of hardware computing platforms.

Most digital systems at aircraft are embedded. This needs tighter software-hardware co-design. Because of hardware have high reliability, dimension and weight requirements it design for each individual task. Any flexibility in hardware platforms associated with redundancy and reduces quality metrics.

Software universality on the other hand helps to improve the quality and speed of the development process. Tools such as cross-platform code and libraries have more benefits in common system software. An implementation of these approaches in the aircraft software demand the following decisions:

- a severe classification of digital systems and their components;
- a constructing of computer systems according to the principles of modularity;
- an introducing two levels of modularity – by a target CPU and by a target board;
- active using of meta-programming.

Attempts to introduce such approaches already exist. Basically it is libraries of popular real time operating systems such as QNX, VxWorks, etc. The base problem is each of them is strongly focused on its structures.

This report proposes a set of sets to systematize the existing developments in the field of software and circuit design. As well a method for the integration of new solutions is present. These solutions orient on a close cooperation of developers of electronic components, developers of individual units and developers of aircraft.



## Телеметрическое обеспечение полета разгонного блока по программе «Морской старт»

Титов А.М., Матвеев Н.В., Ронкин А.А.

ЦНИИмаш, г. Королёв

Программа «Морской старт» является одной из наиболее амбициозных космических программ РФ. Запуск РКН «Зенит-3SL» с разгонным блоком (РБ) ДМ-SLcKA-блоком полезного груза (БПГ) осуществляется со стартовой платформы “Odyssey”, для подготовки и управления запуском используется сборочно-командное судно (СКС) “SeaLaunchCommander”. Запуск РКН производится из экваториальной зоны в Тихом океане (154 градуса з.д., 0 градусов широты). Первый демонстрационный запуск по программе «Морской старт» состоялся 27 марта 1999 г. Контроль движения РБ и проведение заключительных операций по РБ (после отделения БПГ) – увод с промежуточной орбиты, выработка остатков топлива и сброс давления из баков и баллонов РБ осуществляется из ЦУП РБ, в качестве которого с 1999 по 2011 гг. использовался Центр управления полетами ФГУП ЦНИИмаш (с 2011 г. – ЦУП РБ РКК «Энергия»). Наземный комплекс управления включает спутники-ретрансляторы системы TDRSS, спутники связи системы IntelSat, узлы связи (один узел на СКС, где осуществляется прием телеметрической информации (ТМИ) после запуска РКН), волоконно-оптические каналы связи, средства приема и передачи ТМИ на территории РФ при выполнении заключительных операций по РБ. В ЦУП РБ телеметрическая информация поступает в виде двух полных потоков (информативность первого потока при передаче ТМИ с РБ через СКС – 384 Кбит/сек, информативность второго потока при передаче ТМИ с РБ через спутники системы TDRSS– 256 Кбит/сек). Обработка ТМИ осуществлялась на многофункциональном телеметрическом информационно-вычислительном комплексе ЦУП ФГУП ЦНИИмаш, включающем систему подготовки исходных данных, систему приема ТМИ, систему предварительной обработки ТМИ, центральную систему, систему отображения, систему архивирования. Обработка всех телеметрических параметров от двух полных потоков ТМИ осуществлялась в масштабе реального времени, в послесансном режиме проводилась обработка ТМИ режимов воспроизведения. Особое внимание при обработке ТМИ уделялось анализу баллистических параметров, позволяющих контролировать движение РБ при выполнении динамических операций, включая проведение двухимпульсного маневра РБ и контроль параметров целевой орбиты КА. Наподготовительном этапе работ осуществлялась проверка исходных данных и программного обеспечения при обработке ТМИ, полученной на стенде ФГУП

«НПЦАП» им. Н.А. Пилюгина – ответственного за разработку системы управления РБ. В процессе обеспечения работ по РБ осуществлялось взаимодействие со средствами баллистического информационно-вычислительного комплекса ЦУП ФГУП ЦНИИмаш.

### **Telemetry support of the upper-stage rocket flight during the “Sea launch” program**

Titov A.M., Matveev N.V., Ronkin A.A.  
TsNIIMash, Korolev

The “Sea launch” program is one of the most ambitious space programs of the Russian Federation. Launches of the carrier rockets “Zenit-3SL” with upper stage rocket (Block) DM-SL with pay-load spacecraft (PLS) unit are implemented from the starting platform “Odyssey”, with the Assembly and Command Ship (ACS) “Sea Launch Commander”, serving for preparation and control of the launch. Carrier rocket launch is performed from the equatorial zone in the Pacific Ocean (154° West Longitude, 0° Latitude). The first demo launch of “Sea launch” program was made on March 27, 1999. Block DM-SL movement control and performance of the Block DM-SL final operations (after the PLS separation) – withdrawal from the intermediate orbit, the residual fuel burning and pressure release from the Block DM-SL vessels and tanks, is carried out from the Block DM-SL Mission Control Center (MCC), from 1999 to 2011 MCC TsNIIMash was used for that (from 2011 – Block DM-SL MCC - Rocket and Space Corporation “Energia”). The ground control complex includes TDRSS communications satellites, IntelSat communications satellites, communication nodes (one node is on board of ACS, where the reception of telemetry data (TMD) is carried out after the carrier rocket launch), fiber-optic communication channels and TMD reception and transmission facilities on the Russian Federation’s territory during the performance of the Block DM-SL final operations.

Telemetry data comes to the Block DM-SL MCC in the form of two complete streams (the bitrate of the first stream with TMD being transmitted from the Block DM-SL via ACS is 384 Kbps, the bitrate of the second stream with TMD being transmitted from the Block DM-SL via TDRSS satellites is 256 Kbps). TMD processing has been carried out on the multifunctional telemetric data-processing complex MCC TsNIIMash, which includes the initial data preparation system, the TMD receiving system, the TMD preliminary processing system, the central system, the visualization and the archiving systems. The processing of all telemetering parameters from two TMD complete streams has been carried out in real-time, the processing of TMD of the onboard playback mode has been carried out in a post-session mode. During the TMD processing the special attention was given to the analysis of the ballistic parameters which allow to control the upper stage

launch block movement during the performance of the dynamic operations, including the Block DM-SL double-pulse maneuver and control the parameters of the spacecraft target orbit. At the preparatory stage the initial data verification and software testing have been carried out with the processing of TMD received on the modeling stand of Academician Pilyugin Center which was responsible for the development of the upper stage launch block control system. The upper stage launch block telemetry support has been carried out in cooperation with facilities of the ballistic data-processing complex MCC TsNIIMash.

### **Тепловой режим высоко-мощных электрорадио элементов в космосе**

Титова А.С., Кудрявцева Н.С., Алексеев В.А.  
МАИ, г. Москва

Высоко-мощные электрорадио элементы (ЭРИ) и микросхемы потребляют от 700 милливатт до 5-10 Вт в одной компоновке. Большая часть этой электроэнергии преобразуется в тепло. Если тепло не отводится, ЭРИ работают при повышенных температурах, которые не только снижают их эффективность, но и делают микросхемы менее надежными. Таким образом, управление температурным режимом мощных ЭРИ является важнейшей областью исследований и разработок.

Для того что бы поддерживать низкую температуру для сохранения хороших показателей микросхемы, рассматриваются все методы отвода тепла от ЭРИ. Необходимо учитывать, что в условиях вакуума конвективный теплообмен отсутствует, и тепло передается только излучением и теплопроводностью. В условиях космоса почти всё выработанное тепло проводится через установочную поверхность микросхемы. Мощные микросхемы часто монтируются на металлизированные печатные платы, которые прикрепляются к основанию-тепlostоку.

Далее представлены некоторые способы пассивного теплового проектирования, обеспечивающие температурный режим при эксплуатации мощных ЭРИ в космосе:

Термопаста обычно используется для соединения ЭРИ и печатной платы, платы и тепlostока. Использование новейших теплопроводных клеев может в перспективе оптимизировать тепловые характеристики.

Тепlostоки обеспечивают отвод тепла от микросхем к внешней среде. Теплопроводность материала, из которого сделан тепlostок непосредственно влияет на эффективность теплоотвода за счет проводимости. Обычно в качестве материала выбирается алюминий, хотя медь используется преимущественно для плоско-листовых тепlostоков. Тепловые трубы могут быть присоединены к

алюминиевым или медным теплоотводам для уменьшения сопротивления распределения.

Новые материалы включают: термопластики, которые используются когда требования рассеивания тепла ниже, чем нормальные, или сложная форма будет иметь преимущество при литье под давлением; и материалы из графита, которые обеспечивают лучшую передачу тепла чем медь с меньшим весом, чем алюминий, а также могут быть сформированы в сложные двумерные формы. Графит считается экзотическим методом охлаждения и действительно имеет более высокую себестоимость продукции.

Новый тип тепловых аккумуляторов, называемый бескорпусным, в котором, в отличие от традиционных, рабочее тело не требует герметизации своего объема при фазовых превращениях из твердого в жидкое состояние и обратно.

### **Thermal modes of high-power microchips in space**

Titova A.S., Kudryavtseva N.S., Alekseev V.A.

MAI, Moscow

High power microchips use from 700 milliwatts to as much as 5-10 watts in a single package. Most of the electricity in a microchip becomes heat. If heat is not removed, the microchips run at high temperatures, which not only lowers their efficiency, but also makes the microchip less reliable. Thus, thermal management of high power microchips is a crucial area of research and development.

In order to maintain a low junction temperature to keep good performance of a microchip, every method of removing heat from microchips should be considered. It should be pointed out that in a vacuum environment, convection is not available and the only mechanisms of rejecting heat are radiation and conduction. In **space conditions** nearly all heat produced is conducted through the back side of the chip. Power microchips are often mounted on metal-core printed circuit boards, which will be attached to a heat sink.

Some considerations for passive thermal designs to ensure good thermal management for high power microchip operation include:

Adhesive is commonly used to bond microchip and board, and board and heat sinks. Using a thermal conductive adhesive can further optimize the thermal performance.

Heat sinks provide a path for heat from the microchip source to outside medium. The thermal conductivity of the material that the heat sink is made from directly affects the dissipation efficiency through conduction. Normally this is aluminum, although copper may be used with an advantage for flat-

sheet heat sinks. Heat pipes may also be added to aluminum or copper heat sinks to reduce spreading resistance.

New materials include thermoplastics that are used when heat dissipation requirements are lower than normal or complex shape would be advantaged by injection molding, and natural graphite solutions which offer better thermal transfer than copper with a lower weight than aluminum plus the ability to be formed into complex 2 dimensional shapes. Graphite is considered an exotic cooling solution and does come at a higher production cost.

Heat-accumulating devices, known as frameless, in which, unlike in traditional ones, the working body does not require the sealing of its volume during phase transitions from solid to liquid and back.

### **Автоматический выбор наземных визуальных реперов на основе фрактального анализа контурных ориентиров**

Тихомирова Т.А.<sup>1</sup>, Гурин Ф.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ГосНИИАС, <sup>2</sup>Филиал ОАО «Компания «Сухой «ОКБ Сухого»,  
г. Москва

Целью данной работы являлось создание метода автоматического выбора визуальных реперов для надежной координатной привязки ЛА к наземным контурным объектам, типичным как для промышленных, так и для естественных ландшафтов.

Представлена модель, описывающая природу фрактальности границ геофизических объектов, в том числе - береговых линий внешних и внутренних водоемов. В рамках модели фрактальный код объекта представляет совокупность главных особенностей его формы, образующих фундаментальный полигон. Видимая форма объекта представляется как результат фрактальной интерполяции фундаментального полигона, которая имитирует заключительный этап эволюции границы объекта в квазистационарной среде и формирование текстуры, согласованной с фундаментальной формой. Удаление из описания объекта согласованной текстуры является сутью его фрактального кодирования. Вершины фундаментального полигона предлагается использовать в качестве визуальных реперов.

Предлагаемый метод фрактального анализа позволяет установить иерархическую связь между текстурными особенностями контурного объекта и сегментировать фундаментальные особенности рельефа от поверхностных текстур, подверженных сезонным и техногенным изменениям. Объединение иерархически связанных особенностей рельефа в единый визуальный ориентир позволяет повысить надежность их обнаружения, а также точность картографической привязки и позиционирования ЛА.

В качестве средства фрактального анализа используется непосредственно фрактальное кодирование формы объекта. Критерием состоятельности анализа, равно как и критерием фрактальности исследуемого объекта, выступает компактность полученного кода по сравнению с другими способами описания.

Показано, что предлагаемый алгоритм может быть адаптирован к анализу широкого спектра форм, включая полигоны и сплайны. В то же время аппроксимация контура с помощью фрактальной кривой обеспечивает большую точность при совмещении наблюдаемого объекта и его модели, что повышает надежность локализации реперов.

### **The automatic selection of visual dominant points based on fractal analysis of contour landmark**

Tichomirova T.A.<sup>1</sup>, Gurin F.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>GosNIIAS, <sup>2</sup>Sukhoi Aviation Holding Company Sukhoi Design Bureau,  
Moscow

The purpose of this work has been development a method for automatic selection of visual dominant points for reliable binding aircraft to ground contour objects. These dominant points are typical for industrial and natural landscapes.

The model presented here describes the properties of fractal boundaries of hierarchical objects. Including external coastline and inland waters. In the model, geographical object presents fractal code that describes the features of the object's shape. These the main features form the fundamental polygon. The visible form of the object is represented as a result of the fractal interpolation fundamental polygon. Interpolation simulates the final stage of evolution of the boundary object in a quasi-stationary environment, as well as generates a texture consistent with the fundamental form. Removal from the description of the object texture is the main objective of fractal coding. Vertex of the fundamental polygon is proposed to use as dominant points.

The proposed method of fractal analysis allows to set a hierarchical relationship between the texture features of the contour of the object, and separate the fundamental features of the relief of the surface texture. Because surface textures susceptible to climatic and anthropogenic changes. Union hierarchically related terrain features into a single visual reference can increase the reliability of detection, as well as to increase the accuracy of cartographic binding and location of the aircraft.

As a means of fractal analysis is used directly by the fractal encoding of the object's shape. The criterion validity of this analysis and the fractality object is more compact resultant code than other methods of description.

It is shown that the suggested algorithm can be adapted to the analysis of a wide variety of shapes, including polygons and splines. Approximation of the

contour using the fractal curve provides greater accuracy when combining the real object and its model, this increases reliability of detection of dominant points.

**Априорная информация о характеристиках отражений  
от подстилающей поверхности при пространственно-временной  
обработке сигналов в бортовых радиолокационных станциях**

Тихонов Р.С.

Радиоэлектронные технологии, г. Москва

Актуальной для бортовых радиолокационных станций (БРЛС) является задача обеспечения максимальной дальности обнаружения малоразмерных низколетящих целей как на встречных, так и на догонных курсах. В настоящее время эта задача решается за счет специального выбора типа и параметров зондирующих сигналов: применения когерентных импульсных последовательностей с высокими частотами повторения импульсов при обнаружении цели на встречных курсах и средними частотами повторения на догонных курсах. Однако обеспечиваемая при этом дальность обнаружения цели на догонных курсах в большинстве случаев оказывается недостаточной вследствие влияния помех, вызванных отражениями от подстилающей поверхности.

Существенное улучшение характеристик обнаружения низколетящих целей на догонных курсах может быть обеспечено за счет использования алгоритмов пространственно-временной обработки (ПрВО), ориентированных на выделение сигнала цели на фоне распределенных помех. Их применение стало возможным в связи с широким внедрением в перспективные БРЛС многоканальных фазированных антенных решеток (ФАР (АФАР)) и развитием техники цифровой обработки сигналов.

Однако при практической реализации алгоритмов ПрВО возникает ряд сложностей, связанных с оценкой помеховой ситуации при адаптации в условиях ограниченной обучающей выборки, а также с вычислительной емкостью данных алгоритмов.

В работе представлен алгоритм ПрВО с использованием априорной информации о структуре отражений от подстилающей поверхности для различных элементов разрешения БРЛС. Алгоритм обеспечивает пониженные требования к обучающей выборке и вычислительным ресурсам.

Проведенный сравнительный анализ характеристик многоканальной БРЛС с предлагаемым алгоритмом ПрВО и БРЛС с традиционной обработкой (при неизменных параметрах зондирующего сигнала) показал, что применение предлагаемого алгоритма позволяет существенно уменьшить энергетические потери (на 10 – 15 дБ) при

обнаружении низколетящих целей на догонных курсах при объеме обучающей выборки порядка 5-6. Рассмотрены особенности аппаратурной реализации предлагаемого алгоритма.

### **Space-time adaptive processing based on clutter structure prior information for airborne radar systems**

Tikhonov R.S.

“Radioelectronic tehnologii” LLC, Moscow

One of the crucial issues for modern airborne radar systems is to provide all-aspect low scattering targets detection at maximum range. Currently airborne radar is equipped with two operational modes to meet this challenge: high pulse-repetition frequency for approaching target detection and medium pulse-repetition frequency for receding target detection. Although maximum detection range provided for receding targets is often insufficient because of terrain clutter.

Significant improvement of radar characteristics could be achieved by using space-time adaptive processing (STAP). The adoption of STAP algorithms became possible due to the introduction of multi-input-multi-output phased array radars and progress of digital signal processing.

However practical implementation of STAP algorithms faces some difficulties caused by clutter covariance matrix estimation at limited sample support and computational complexity of STAP algorithms.

The paper considers STAP algorithm based on apriori knowledge of clutter characteristics for different bins. The algorithm provides low sample support requirements and computational complexity.

According to numerical analysis results the proposed algorithm could significantly reduce (for 10-15 dB) clutter energy losses for low flying receding targets compared to conventional signal processing (at the same radar signal parameters) at sample support about 5-6. Moreover the aspects of hardware implementation of the proposed STAP algorithm are considered.

### **Использование индикатора на лобовом стекле для повышения точности траекторного управления и обеспечения безопасности полёта неманевренного самолёта**

Тунцев В.А., Желонкин В.И.

ЦАГИ, г. Жуковский

Для неманевренного самолёта апробирована технология повышения точности ручного управления траекторией, и обеспечения безопасности полёта в сложных метеоусловиях.

Технология предполагает:



- внедрение «виртуальной реальности» в контур ручного управления на расчётном режиме полёта - заходе на посадку и посадке.

- совмещение на полупрозрачном экране нового пилотажного индикатора кабины - индикатора на лобовом стекле (ИЛС), визуального изображения внекабинного пространства с «виртуальными изображениями», заданной и прогнозируемой траектории полёта, формируемыми в алгоритмах вычислителя ИЛС и проектируемым на экран ИЛС специальной проекционной системой, входящей в состав ИЛС.

По результатам проведённых расчётных и экспериментальных исследований сформированы:

- рациональный информационный кадр (ИЛС), включающий наряду с традиционной информацией информацию о величине угла атаки, а также о величине и направлении бокового ветра,

- принципы настройки алгоритмов ИЛС, основанные на прогнозе отклонения самолёта, от задаваемой вычислителем ИЛС посадочной траектории.

Приводятся материалы обширных экспериментальных исследований на пилотажном стенде ЦАГИ с участием лётчиков испытателей, а также материалы последующей статистической обработки этих исследований. Показано, что применение ИЛС облегчает ручное пилотирование самолёта при движении по задаваемым вычислителем ИЛС траекториям, обеспечивая необходимую точность пилотирования на режимах захода на посадку и посадки, включая случаи посадки в критических ситуациях и сложных метеоусловиях ( посадка в тумане при воздействии турбулентности; посадка в тумане с боковым ветром).

### **Indicator use on the windshield for increases of accuracy of trajectory control and safety control of flight of the non-aerobatic airplane**

Tuntsev V.A., Zhelonkin V.I.

TsAGI, Zhukovsky

For a non-aerobatic airplane the technology of increase of accuracy of a hand control by a trajectory, and flight safety control in difficult meteorological conditions is approved.

The technology assumes:

- introduction of "a virtual reality» in a hand control contour on a flight design regime - landing approach and landing.

- overlapping on the translucent screen of the new flight indicator of a cabin - the indicator on a windshield (HUD), the visual image of an outside world with «virtual images», the set and predictable flight path, formed in

algorithms of calculator HUD and projected on screen HUD the special projective system which is a part HUD.

By results of conducted settlement and experimental researches are generated:

- a rational information shot HUD, including along with the traditional information the information on value of an angle of attack, and also on value and a direction of a cross wind,
- principles of adjustment of algorithms HUD, the deviations of an airplane based on the forecast, from a landing path set by calculator HUD.

Materials of extensive experimental researches on a flight bench of a TsAGI with participation of pilots of verifiers, and also materials of the subsequent statistical processing of these researches are resulted. It is shown, that application HUD facilitates manual piloting of an airplane at motion on trajectories set by calculator HUD, providing necessary accuracy of piloting on landing approach and landing modes, including landing cases in critical situations and difficult meteorological conditions (landing in a fog at turbulence effect; landing in a fog with a cross wind).

**Помехоустойчивость беспроводной сети передачи данных  
о параметрах ГТД на базе сверхширокополосных сигналов  
в условиях действия мощных импульсных помех**

Удодов А.Н.

Климов, СПбПУ, г. Санкт-Петербург

Современные системы автоматического управления (САУ) газотурбинных двигателей (ГТД) – сложные радиотехнические системы, которые занимаются сбором данных о физических параметрах двигателя и выдачей соответствующих алгоритмам регулирования команд управления. В последнее время основной тенденцией развития данных систем является использование распределенных интеллектуальных архитектур для управления двигателем с полной ответственностью (FADEC), реализующих как функции управления, так и контроля технического состояния и диагностики отказов элементов САУ двигателя. Одним из путей создания таких сетей является применение архитектуры Fly-by-wireless («полет с беспроводной связью»), использование которой в сенсорной подсистеме САУ позволяет значительно снизить массу системы в целом, дополнительно повысить надежность и улучшить масштабируемость системы [1,2].

В статье рассматриваются характеристики беспроводной сети передачи данных, использующей сверхширокополосные (СШП) сигналы. Выбор данной системы сигналов обусловлен простотой реализации и невысоким энергопотреблением приемопередающих

устройств на СШП сигналах ввиду возможности их построения по схеме прямого усиления [2].

Разработана имитационная модель, с помощью которой построены характеристики помехоустойчивости системы передачи данных в канале с аддитивным белым гауссовским шумом и мощными импульсными помехами, возникающими в процессе работы газотурбинного двигателя.

ЛИТЕРАТУРА:

Normann R.A. «First High-Temperature Electronics Products Survey 2005», Sandia National Laboratories, 2006

А.Н. Удодов «Анализ возможностей построения энергоэффективных беспроводных сенсорных сетей для мониторинга работы двигателей», электронный журнал «Труды МАИ» №74, Москва, 2014г.

### **Wireless sensor network based on UWB signals for parameters of GTE data transmission noise immunity in the presence of high-power pulsed interference**

Udodov A.N.

Klimov JSC, SPBSTU, Saint-Petersburg

Modern automatic control system (ACS) of gas turbine engines (GTE) are complex radio systems that collect data on the physical parameters of the engine and issue commands according to the control algorithm. In recent years, the main trend in the development of these systems is the use of distributed intelligent architecture for controlling the engine with full responsibility (FADEC), realizing the functions of management and monitoring the technical condition and fault diagnosis of ACS elements of the engine. One of the ways to build such networks is the use of architecture Fly-by-wireless («flight with wireless communication»), the use of which in the sensor subsystem ACS can significantly reduce the mass of the whole system, further increase the reliability and improve the scalability of the system [1,2].

The article presents the characteristics of a wireless data network using UWB (UWB) signals. This system of signals is chosen due to the simplicity of implementation and low power consumption of transceivers for UWB signals because of the possibility to use the scheme of direct amplification [2].

A simulation model is developed to get characteristics of the data transmission noise immunity in a channel with additive white Gaussian noise and high-power pulsed interference caused by the operation of gas turbine engine.

#### REFERENCES

Normann R.A. «First High-Temperature Electronics Products Survey 2005», Sandia National Laboratories, 2006

Udodov A.N. «Application of energy efficient wireless technologies for engine control», «Trudy MAI» electronic journal, issue 74, Moscow, 2014

### **Анализ влияния конструктивных параметров на характеристики микроопто-электромеханического преобразователя угловых скоростей**

Бусурин В.И., Фам Ань Туан, Ахламов П.С.  
МАИ, г. Москва

Микроопто-электромеханический (МОЭМ) преобразователь угловых скоростей может быть построен на основе оптического туннельного эффекта (ОТЭ). Характеристика такого преобразователя и диапазон измерения определяются конструктивными параметрами узлов. Необходимо провести оценку влияния дестабилизирующих факторов на измеряемые величины преобразователя.

Для МОЭМ-преобразователя угловых скоростей, использующего эффекта «силы Кориолиса», для случая полного внутреннего отражения, определена зависимость отражательной способности границы раздела  $R=f(\Omega_z)$  при следующих параметрах: начальный зазор  $d_0=0,76\text{мкм}$ ; показатель преломления призмы  $n_1=1,46$ ; длина волны света  $\lambda=1,3\text{мкм}$ ; показатель преломления чувствительного элемента  $n_3=1,46$ ; разделительная среда – воздух ( $n_2\approx 1$ ); угол падения  $\theta=49^\circ$ . Чувствительный элемент такого преобразователя изготовлен из пьезокерамического материала ЦТС-19 с конструктивными параметрами: длина  $l=10\text{мм}$ , толщина  $h_m=50\text{мкм}$ , ширина  $b_m=1\text{мм}$ , закрепленный в центре, при возбуждении управляющим переменным напряжением  $U=200\text{В}$  с частотой  $f=300\text{кГц}$ . С помощью отражательной способности определена зависимость выходной оптической мощности и выходное напряжение от измеряемой угловой скорости.

Проведен анализ погрешностей преобразователя на основе ОТЭ с целью получения более достоверной информации об измеряемой угловой скорости летательного аппарата. Исследовано влияние отклонений воздушного зазора и угла падения излучения и проведен анализ погрешности с учетом отклонений конструктивных параметров и применением дополнительной массы. Допустимый диапазон отклонений от заданных значений при погрешности преобразования порядка 1,5% при максимальной угловой скорости  $\pm 4\text{ рад/с}$  составляет 2 нм - для начального зазора, 0,2 градуса – для угла падения, 1мкм – для толщины, 0,2мм – для длины, 0,01мг – для величины дополнительной массы.

Проведена оценка мультипликативной составляющей погрешности МОЭМ-преобразователя от температуры; показано, что в диапазоне температур от  $-50^\circ\text{C}$  до  $+150^\circ\text{C}$  она составит менее 1,57% при

максимальной угловой скорости  $\pm 4$  рад/с. Поэтому изменения величины угла падения, начального зазора, конструктивных параметров, величины дополнительной массой и температуры сильно влияют на характеристики преобразователя.

Список литературы

В.И. Бусурин, Б.Г. Горшков, В.В. Коробков. Волоконно – оптические информационно – измерительные системы. Изд: МАИ, Москва, 2012г – 168с.

### **Analysis of design parameters influence on the characteristics of optical microelectromechanical angular velocity transducer**

Busurin V.I., Pham Anh Tuan, Akhlamov P.S.  
MAI, Moscow

Optical microelectromechanical (MOEM) angular velocity transducer may be constructed on the basis of optical tunneling effect (OTE). Characteristics of such a transducer and measuring range are determined by design parameters of its units. So it is necessary to calculate the influence of destabilizing factors on the transducer.

For angular velocity transducer which uses the Coriolis effect, in case of total internal reflection the reflectivity on the medium boundary  $R=f(\Omega z)$  is determined with the following design parameters: initial gap  $d_0=0,76 \mu\text{m}$ , reflective index of the prism  $n_1=1,46$ ; wavelength  $\lambda=1,3\mu\text{m}$ ; refractive index of the sensing element  $n_3=1,46$ ; of environment - air boundary ( $n_2\approx 1$ ); the angle of incidence  $\theta=49^\circ$ ; sensing element was made of the piezoceramic material PZT-19 with following construction parameters: length  $l=10 \text{ mm}$ , thickness  $h_m=50 \mu\text{m}$ , wide  $b_m=1 \text{ mm}$ , fixed at the center in the excitation with AC control voltage  $U=200 \text{ V}$  and frequency  $f=300 \text{ kHz}$ . Changing the reflectivity characteristic, the dependences of the output optical power and the output voltage on measured angular velocity.

The analysis of converter based on OTE errors was carried out in order to obtain more accurate information about the measured angular speed of the aircraft. The influence of the deviation in air gap and the incidence angle is analyzed and calculated and the error which takes into account the deviation of design parameters and additional mass is also considered. The valid deviation range from the specified values of the transducer's error, which is 1.5% at maximum angular velocity  $\pm 4 \text{ rad/s}$  is 2 nm for the initial gap, 0.2 degrees - for the angle of incidence, 1mm - for a thickness, 0.2 mm-for width, 0.01 mg - for the additional mass.

The multiplicative component error of this MOEM angular velocity transducer which depends on temperature is carried out; it is shown that the error in temperature range from  $-50^\circ\text{C}$  to  $+150^\circ\text{C}$  it will be less than 1.57% at maximum angular velocity  $\pm 4 \text{ rad/s}$ . Therefore with the changes of the

incidence angle, initial gap, design parameters, additional mass and temperature strongly affect the transducer's characteristics.

#### References

V.I. Busurin, B.G. Gorshkov, V.V.Korobkov. Fiber - optical information - measuring systems. Pub: MAI, Moscow, 2012 – 168p.

### **Программный комплекс оптимального выбора технологического оборудования для производства радиоаппаратуры**

Фам Вьет Ань  
МАИ, г. Москва

Современное производство РЭА требует применения дорогостоящих, сложных технологических установок, специальных помещений и высококвалифицированных специалистов. Внедрение современных инновационных технологий и развертывание нового производства - это комплекс мероприятий по приобретению, развертыванию, освоению и организации эксплуатации сложной техники. В условиях жесткой конкуренции этот процесс должен удовлетворять целому ряду показателей, что не возможно без использования математических методов оптимизации и применения программных средств.

Целью данной работы является создание математического и программного обеспечения для решения задачи оснащения предприятий инновационным технологическим оборудованием с учетом производственно-технологических и экономических критериев и ограничений. В результате проведенного исследования была получена математическая модель, в которой искомый оптимальный выбор представлен в виде задачи математического программирования. Особенностью задачи является наличие большого количества факторов, влияющих на оптимальное решение. Причем каждый из выделенных факторов в зависимости от особенностей конкретного производства может быть переведен либо в критерии, либо в ограничения. Отсюда вытекают требования к математической модели, алгоритмам и методам ее программной обработки.

Исходные данные разработанного программного комплекса включают структуру инновационного технологического процесса, параметры производства, технологического оборудования, требования к его установке и эксплуатации. В соответствии с предложенной концепцией моделирования были разработаны алгоритмы и программы, адаптируемые для конкретных производств и комплексов технологического оборудования, что делает программный комплекс универсальным средством решения поставленной задачи.

## **Software package for optimal selection of technological process in the manufacturing of radio equipment**

Pham Viet Anh

MAI, Moscow

In the competitive environment and the severe restrictions of budget financing of study design risks is of great practical importance and are interested in the development of radio. Optimizing costs and shortening the construction of complex electronic equipment (REE) in implementing the requirements of tactical and technical characteristics is becoming a major factor in the success of the design and manufacturing organizations.

In this paper we consider a model that links the performance characteristics of REE with the planning and control charts design and production, to create methods for selecting technical solutions that take into account risk factors and adequately interpret the mechanisms of influence on risk. Create REE - complex multivariate process subject to varied and often unpredictable events, a full description of which is extremely difficult. It was therefore a formalization of the design process using the apparatus of mathematical statistics, which allows you to select the most significant risk factors that affect its performance. In developing the mathematical statistical model used the representation of the design in the form of a stream of events affecting the intermediate and final results.

The proposed approach is the basis of methods and algorithms to optimize the design of REE from the standpoint of reducing resource costs and time of completion of the work. At its base is designed software system of risk management as part of the CAD design radar.

## **Анализ радиолинии и проектирование бортового ретрансляционного комплекса для космического аппарата связи на околомарсианской орбите**

Филатова Д.Ю., Ламзин В.А., Титов Д.М.

МАИ, г. Москва

Одним из основных направлений использования космической техники является программа освоения Луны и планет Солнечной системы. Роль этого направления в настоящее время значительна. Выполнение данной программы непосредственно связано как с новыми научно-техническими достижениями в системах радиосвязи, так и с совершенствованием методического аппарата исследования их характеристик.

В представляемой работе рассматривается бортовой ретрансляционный комплекс (БРТК) космического аппарата (КА), входящего в состав орбитальной группировки, размещённой на

ареостационарной орбите. БРТК предназначен для ретрансляции сигналов в каналах связи «Марс – КА – Земля» и «Земля – КА – Марс». В состав БРТК входят: приемо-передающие устройства (ППРД), антенные и фидерные системы, переключатели, кабели и др. В качестве антенной системы была выбрана активная фазированная антенная решетка (АФАР). По сравнению с другими типами антенн применение АФАР позволяет: реализовать многофункциональный режим работы БРТК; повысить качество и количество передаваемой информации при ограничении на массово-габаритные и энергетические характеристики, что делает их, в настоящее время, наиболее перспективными для решения новых задач.

Также в работе приведено решение инженерной задачи и представлен методический аппарат (алгоритм исследования, проектные модели и т.д.) по выбору основных характеристик радиолинии дальней космической связи, требующей учета большого числа различных факторов. Большие протяженности космических радиолиний и ограниченные возможности бортовых энергетических установок обуславливают необходимость использования на наземных пунктах остронаправленных антенн с большими коэффициентами усиления, применения маломощных усилителей сверхвысоких частот (СВЧ), выбора рационального диапазона рабочих частот, применения помехоустойчивых методов модуляции и кодирования передаваемых сообщений. Проводится математическое моделирование радиолинии и анализ её энергетического бюджета. Исследуется влияние габаритов АФАР и элементарных излучателей решетки, а также шага между этими элементами на её основные характеристики. Исследование основных характеристик АФАР было проведено при помощи компьютерного моделирования, позволяющего на этапе проектирования определить: минимальную ширину основного луча (для формирования многолучевой диаграммы направленности), уровень боковых лепестков (характеризует её конструктивное совершенство) и направленные свойства решетки в целом.

### **Radiolink analysis and design of onboard retransmitter for communication satellite in areostationary orbit**

Filatova D.Y., Lamzin V.A., Titov D.M.  
MAI, Moscow

Research on the Moon and planets of Solar system is one of the main directions of space technologies. Role of this direction is significant at the present time. Implementation of this program is connected with scientific and technological progress in communication systems and upgrading of their research methods.



In scope of present work the onboard retransmitter of spacecraft (SC) operated as a part of orbit group and located at areostationary orbit is considered. Retransmitter is designed for radiosignals relay in «Mars – SC - Earth» and «Earth – SC - Mars» radiolinks. Retransmitter includes transponders antennae and feeder systems, switches, cables, etc. Active phased antenna array was chosen as antenna system. In comparison with other types of antennas the usage of active phased antenna arrays to implement multifunctional operating mode, improve quality and quantity of retransmitted data, satisfy mass and dimensions constraints. These advantages make the active phased antenna arrays a promising technology for solution to the new tasks.

In this paper a solution to engineering task described methodology for the characteristics of interplanetary radiolinks choice (research algorithm, project models, etc.) is presented. High range values of interplanetary radiolinks and restricted capabilities of onboard power supply systems determine the necessity for reasoned choosing of frequency band, application of antinoise coding and modulation methods, high gain sharp diagram antennas and high-frequency low-noise amplifiers for ground stations. Mathematical modeling of radiolink is carried out and energy budget of radiolink is calculated. Analysis of dependence between active phased antenna array dimensions (array dimensions, element dimensions, array step dimension) and characteristics of active phased antenna array is performed. Analysis was carried out with computer modeling, which allows to determine minimum width of main beam (in order to create a multibeam diagram), level of side lobes (shows its design perfection) and directional response of array.

### **Метод автоматизированного расчета надежности изделий на основе объединения информации из первичных документов о техническом состоянии и надежности**

Филоненко П.А.

«НИИ КС имени А.А. Максимова»-филиал ФГУП «ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева», г. Юбилейный

Интенсивное развитие вычислительных средств привело к активному созданию большого количества программных комплексов для расчетов надежности технических систем. В настоящее время разработано множество прикладных программ, предназначенных для решения различных задач оценивания надежности. Это, например, пакеты американских компаний RELEX, PSI, SAIC, а также российские пакеты ДИАНА, АРМИН, АРН/ПК и др. Использование автоматизированных систем при расчетах надежности изделий космического назначения позволяет многократно сократить трудоемкость и повысить оперативность работ по количественной оценке надежности.

Основным проблемным вопросом использования прикладных пакетов программ по расчету надежности является подготовка системы исходных данных, необходимых для проведения расчетных процедур в соответствии с заложенными методиками расчета. В ряде случаев отсутствие исходных данных не позволяет провести расчеты, либо низкая их достоверность обесценивает полученные результаты.

Стандартизированная первичная информация о надежности содержится в нормативно-технических документах, определенных в рамках системы информации по техническому состоянию и надежности. Состав документов, содержащих информацию о надежности, включает около ста видов формализованных и неформализованных документов. Сбор, систематизация, хранение и обмен документами представляет собой очень сложную и трудоемкую задачу.

Таким образом, в настоящее время автоматизированный расчет изделий ракетно-космической техники на основе объединения и обобщения данных, содержащихся в первичных информационных документах о результатах испытаний и эксплуатации, является новой и актуальной задачей.

**Method for automated calculation of the reliability of products based on combining information from primary documents about the condition and reliability**

Filonenko P.A.

“Space Systems Research Institute named after A.A. Maximov”- branch of Federal State Unitary Enterprise “Khronichev”, Yubileynii

Intensive development of computing tools has led to active creation of a plenty of program complexes for calculations of reliability of technical systems. Now the set of the applied programs intended for the decision of various problems of reliability estimation is developed. For example, this is packages of American companies RELEX, PSI, SAIC, and also Russian packages DIANA, ARMIN, ARN/PK, etc. Use of the automated systems at calculations of reliability of products purpose allows to reduce complexity and to raise reliability estimation performance.

The basic problem of use of reliability calculation software is the initial data preparation required for calculation methods. In some cases initial data lack does not allow to carry out calculations, or their low credibility devalues results.

The standardized primary information of reliability contains in the normative and technical documents exchanged inside of technical condition and reliability information system. The count of the reliability documents types is about hundred kinds of the formalized and not formalized documents.

Gathering, ordering, storage and an exchange of documents represents very complex and labour-consuming problem.

Now the automated reliability calculation of space-rocket products is a new and actual problem with the basis of calculation is the primary information documents data.

### **Способ проведения испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов на вибрационные воздействия**

Хвалько А.А., Школьный В.Н., Сунцов С.Б., Морозов Е.А.

ИСС, г. Железногорск

В ходе наземной экспериментальной отработки наиболее критичным видом воздействий для бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов (КА), особенно для хрупких материалов в ее составе, является широкополосная случайная вибрация (ШСВ). Вследствие резонансных явлений составные элементы аппаратуры, в том числе электрорадиоизделия (ЭРИ), испытывают перегрузки в сотни раз превышающие те, которые могут быть при эксплуатации их в составе КА.

С целью исключения завышенного нагружения и более качественного проведения механических испытаний, был опробован метод так называемого «вырезания частот». Для реализации данного метода в процессе испытаний на прибор необходимо установить акселерометр. Ниже описана последовательность метода:

- поиск резонансных частот на малых уровнях вибрационных воздействий ( $0,2 - 0,5$  g на синусоидальных нагрузках или  $0,005$  g<sup>2</sup>/Гц для ШСВ) в заданном диапазоне частот;
- определение добротности на каждой резонансной частоте. Отношение виброускорения, регистрируемое акселерометром, к задаваемому ускорению, не должно превышать  $Q=6$ . В случае превышения этого значения, с большой вероятностью можно ожидать выход из строя некоторых ЭРИ;
- принятие решения о корректировке отработочных вибрационных режимов, в случае если  $Q>6$ ;
- определение ширины амплитудно-частотного диапазона, подлежащего корректировке. По формуле определяются диапазоны частот, на которых будут понижены уровни вибрационных воздействий;
- корректировка уровней вибрационных воздействий в определенных частотных диапазонах. По формуле определяется численное значение, на которое необходимо понизить отработочный уровень, что бы не перегрузить ЭРИ, но и не опуститься ниже реальных уровней. При этом наклон уменьшения/возрастания в

области резонансов корректируемого нормированного воздействия принимают из диапазона 20-30 дБ/окт, исключающего возникновение при испытаниях переходных процессов;

- проведение вибрационных испытаний на откорректированных режимах.

Данный метод подтвердил свою эффективность на этапе наземной экспериментальной отработки приборов перспективных спутниковых платформ среднего и тяжелого классов.

### **Way of carrying out of tests of onboard radio-electronic equipment of space vehicles on vibrating influences**

Khvalko A.A., Shkolnyiy V.N., Suntsov S.B., Morozov E.A.  
ISS, Zheleznogorsk

During tests by the most critical kind of influences for onboard radio-electronic equipment of space vehicles, especially for fragile materials, broadband casual vibration is. Owing to the resonant phenomena equipment components test overloads in hundreds times exceeding what can be at their operation in structure of space vehicles.

For the purpose of an exception overestimated loadings and better carrying out of mechanical tests, the method so-called «cuttings of frequencies» has been tested. For realization of the given method in the course of tests for the device it is necessary to establish vibrating gauge. The sequence of a method is lower described:

- Search of resonant frequencies at small levels of vibrating influences (0,2 - 0,5 g on sinusoidal loadings or 0,005 g<sup>2</sup>/Гц for casual vibration) in the set range of frequencies;

- Good quality definition on each resonant frequency. The relation of acceleration, registered by the vibrating gauge, to set acceleration, should not exceed Q=6. In case of excess of this value, with a high probability it is possible to expect failure of some components;

- Decision-making on updating vibrating modes, in a case if Q> 6;

- Definition of width of the peak-frequency range, subject updating.

Under the formula ranges of frequencies on which levels of vibrating influences will be lowered are defined;

- Updating of levels of vibrating influences in certain frequency ranges. Under the formula numerical value is defined, on which it is necessary to lower level what not to overload components, but also not to fall below real levels. Thus in the field of resonances corrected influences accept an inclination of reduction/increase from a range 20-30 дБ/окт, excluding occurrence at tests of transients;

- Carrying out of vibrating tests on the modified modes.

The given method has confirmed the efficiency at a stage of land experimental working off of devices of perspective satellite platforms of average and heavy classes.

### **Автоматизация исследования радиопрозрачных материалов при проектировании антенных обтекателей**

Хохрина Н.П., Грохин Ю.А., Евсевичев Д.А., Максимова О.В.  
УлГТУ, г. Ульяновск

Широкое использование на современных летающих аппаратах средств радиолокации обуславливает актуальную задачу разработки радиопрозрачных обтекателей. Одной из задач проектирования такого типа устройств является выбор материала конструкции.

К радиопрозрачным материалам относятся конструкционные, неоднородные диэлектрики с однослойной или многослойной структурой, не изменяющие существенным образом амплитуду и фазу проходящей сквозь них электромагнитной волны радиочастотного диапазона. Множество существующих однослойных материалов и многослойных структур обуславливает необходимость решения задачи систематизации материалов и исследования новых.

Важнейшим параметром этих материалов является относительная диэлектрическая проницаемость.

Существуют три основных класса методов измерения диэлектрической проницаемости: резонансный, волноводный, квазиоптический. При исследовании диэлектрической проницаемости радиопрозрачного материала на кафедре «Проектирование и технология электронных средств» Ульяновского государственного технического университета используется волноводный метод, который заключается в измерении минимума интерференционной картины волны, зависящего от диэлектрической проницаемости среды, частично заполняющей узел и определении проницаемости по результатам измерений. Измерения производятся дважды, до и после внесения в волноводный узел исследуемого образца. Расчётные формулы при таком подходе принимают более простой вид.

Сложность вычислений при использовании данного метода обуславливает необходимость разработки средств автоматизации исследования радиопрозрачных материалов.

В результате было разработано программное сопровождение для исследования диэлектрических свойств материалов волновым методом.

Интерфейс разработанной программы понятен и прост. Исследователь может быстро и без затруднений произвести практический расчёт диэлектрической проницаемости материала. Разработка велась с

помощью объектно-ориентированного языка программирования C#, что позволило создать быструю, функциональную, небольшую по объёму кода и занимаемому месту на жестком диске программу, способную работать во многих версиях операционных систем.

### **Automation of radiotransparent materials research in the radio-antenna radomes design**

Khokhrina N.P., Grokhin J.A., Evsevichev D.A., Maksimova O.V.  
UISTU, Ulyanovsk

The widespread use of radar in modern flying machines determines the actual task of radiotransparent radome developing. One of the challenges of designing this type of device is the choice of constructive material.

Radio transparent materials are the constructive, inhomogeneous dielectrics with a single-layer or multilayer structure that does not significantly alter the amplitude and phase of the passing therethrough radio-frequency range electromagnetic waves. Many of existing single-layer materials and multilayer structures necessitates solving the problem of ordering materials and researching new ones.

The most important parameter of these materials is the relative permittivity.

There are three main classes of the dielectric permittivity measurement methods: resonance, waveguide, quasi-optical. Waveguide method was used in the study of the radiotransparent materials dielectric permittivity in the department of electronic devices technology and design in the Ulyanovsk State Technical University. The method consists of measuring the wave interference pattern minimum, which depends on the dielectric permittivity of the medium, that partially filling node and determining permeability measurements. Measurements are carried out twice, before and after test sample introduction in the waveguide node. Calculation formulas become simpler with this approach.

Complexity of the calculations when using this method causes necessity of development of radiotransparent materials research automation.

As a result, we developed the software product for the dielectric materials properties investigations by the waveguide method.

Developed program interface is clear and simple. The researcher can quickly and easily produce a practical calculation of the dielectric permittivity of the material. This program has been developed using object-oriented programming language C #, which allowed to create a fast, functional, small for the volume of code and take up space on your hard drive program that can work in many operating systems.

## **Система компьютерного управления инновационным лазерным технологическим комплексом**

Кондратенко В.С., Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю.  
МГУПИ, МАИ, г. Москва

Основой системы управления лазерным технологическим оборудованием является программное обеспечение (ПО) LaserCNC, разработанное для различных технологических процессов, например, для лазерного управляемого термораскалывания (ЛУТ) [1,2]. ПО LaserCNC поддерживает различные варианты оснастки лазерного технологического оборудования, а также может использоваться для новых многокоординатных кинематических систем.

Данная работа посвящена конкретной реализации системы управления лазерным технологическим комплексом МЛПП-1060/355. На предприятии «Лазеры и аппаратура ТМ» была создана новая установка МЛПП-1060/355, предназначенная для высокоточного разделения пластин из хрупких материалов, основанная на использовании нового метода ЛУТ с применением СО<sub>2</sub> лазера и УФ лазера для нанесения начального дефекта. Идея этого нового технологического решения для создания усовершенствованного метода ЛУТ была впервые предложена в работах [3].

Управление установкой производится с помощью компьютера с установленным на нем виртуальным контроллером Aerotech A3200. По

Com-порту (RS232) компьютер соединен с лазерами. Управление УФ-лазером осуществляется напрямую, а СО<sub>2</sub> лазер подключен через плату блока контроля и управления, следящего за состоянием лазера и управляющего его системой охлаждения. В компьютере установлена плата дискретного ввода/вывода Advantech PCI-1751, благодаря которой осуществляется управление станочной оснасткой, (например, включением подачи хладагента, открытием различных клапанов и т.д.), а также прием сигналов с различных датчиков и блокировок. В программе реализована возможность генерировать задания ЛУТ параметрически. Разработанное ПО LaserCNC системы управления установкой МЛПП-1060/355 позволило реализовать инновационное промышленное оборудование для новой технологии ЛУТ.

Кондратенко В.С., Гиндин П.Д., Сорокин А.В., Хлызов В.А. Программа управления промышленными установками лазерного управляемого термораскалывания// Журнал «Мехатроника, автоматизация, управление», 2012, №3, С. 44-47.

Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю. Создание управляющих программ для автоматизации процессов лазерного управляемого термораскалывания полупроводниковых и диэлектрических материалов// Журнал «Вестник МАИ», 2011, т.18, №6, С. 53-67.

Кондратенко В.С. Наумов А.С. Способ резки пластин из хрупких материалов//Патент РФ № 2404931 по заявке № 2009132338/08 от 28.08.2009. Оpubл. 27.11.2010. Бюл. 33.

### **Computer control system innovative laser technological complex**

Kondratenko V.S., Tretiyakova O.N., Shevchenko G.Y.

MGUPI, MAI, Moscow

The basis of the control system is a laser processing equipment software (SW) LaserCNC, designed for different processes, such as laser controlled thermosplitting (LCT) [1,2]. The LaserCNC software supports different tooling laser processing equipment, and can be used for the new multi-axis kinematic systems also.

This work is devoted to the specific implementation of the control system laser technological complex MLP1-1060/355. The enterprise “Lasers and equipment TM” has created a new installation MLP1-1060/355, designed for high-precision separation plates of brittle materials based on the new method LCT, using CO2 laser and UV laser for applying the initial defect. The idea of this new technological solution to create an improved method for LCT was first proposed in [3].

Operation of the unit is made by a computer mounted with a virtual controller Aerotech A3200. The computer connected to the lasers by Comport (RS232). The UV laser managed directly, and CO2 laser connected via control unit, that monitors the status of the laser and its cooling system.

The computer includes digital I/O Advantech PCI-1751, thanks to which the control machine tool accessories (e.g. the supply of refrigerant, opening various valves, etc.), as well as the reception of signals from the various sensors and interlocks. The software has the ability to generate technological tasks LCT parametrically. Developed software LaserCNC for control system the laser technological complex MLP1-1060/355, possible to implement innovative industrial equipment for the new LCT technology.

1. Kondratenko V.S., Gindin P.D., Sorokin A.V., Khlyzov V/A/ Program management of industrial installations of laser guided termocleavage / / Journal “Mechatronics, Automation, Control”, 2012, № 3, pp. 44-47.

2. Tretiyakova O.N., Shevchenko G.Y. Creation of control programs for automated laser guided termocleavage semiconductor and dielectric materials // Journal “Vestnik MAI”, 2011, t.18, № 6, pp. 53-67.

3. Kondratenko V.S., Naumov A.S. Method of cutting plates of brittle materials / / Russian patent number 2404931 for application number 2009132338/08 dated 28.08.2009. Publ. 27.11.2010. Bull. 33.



## Виброзащита печатных плат РЭА на летательных аппаратах

Яганов В.М.

МАИ, г. Москва

Защита элементов РЭА (радиоэлектронной аппаратуры) от резонансных внешних воздействий остается актуальной в самолетостроении. В связи с этим рассматривается задача о собственных колебаниях печатных плат. Последние моделируются в виде упругих с вязкоупругим слоем пластин с различными граничными условиями (шарнир, жесткая заделка, свободный край), опирающихся на жесткие и вязкоупругие точечные опоры (виброгасители) и несущие сосредоточенные и распределенные массы.

В постановочной части задачи используется принцип возможных перемещений, влияние жестких опор в вариационной трактовке учитывается с помощью метода неопределенных множителей Лагранжа. Геометрические и физические соотношения для конструкции приняты линейными. Поведение вязкоупругих элементов описывается линейной теорией наследственности Больцмана-Вольтерра.

Бесконечномерная задача сводится с помощью метода Ритца к проблеме о собственных значениях в конечномерной постановке. Решение ищется в виде конечного ряда из базисных функций, удовлетворяющих граничным условиям. Корни характеристического уравнения определяются итерационным процессом Мюллера. Наличие вязкоупругого слоя печатной платы, а также виброгасителей предполагает постановку задачи в комплексной форме. Тогда собственные значения представляют собой комплексные числа, где действительные части характеризуют фактически собственные частоты, а мнимые – коэффициенты демпфирования. Коэффициенты демпфирования определяют скорости гашения колебаний соответствующих форм.

Анализ расчетов показал, что для таких структурно-неоднородных конструкций (упругие + вязкоупругие элементы) в отличие от однородных, есть

возможность повышения их диссипативных характеристик за счет изменения своих внутренних параметров (геометрии, масс, жесткости, реологических параметров и т.д.). Если при варьировании параметра происходит сближение двух или более соседних собственных частот, то глобальный коэффициент демпфирования в этой области сближения (по принципу min-max) достигает максимального своего значения. Природу этого факта следует искать в интенсификации процесса рассеивания кинетической энергии из-за более сильного взаимодействия соответствующих форм движения, имеющих близкие частоты.

Результатом работы можно считать создание алгоритма, позволяющим выявлять максимальные демпфирующие характеристики печатных плат на стадии их проектирования.

### **Vibroprotection of printed circuit boards of CEA on aircraft**

Yaganov V.M.

MAI, Moscow

Protection elements of CEA (electronics) from the resonance of external influences remains relevant in aircraft. In this regard, we consider the problem of natural vibrations of printed circuit boards. Last modeled as a viscoelastic layer of elastic plates with different boundary conditions (hinge, rigid seal, the free edge), based on a rigid and viscoelastic point supports (vibration dampers) and carrying concentrated and distributed masses.

In the production part of the problem uses the principle of the possible re-displacements, the impact of rigid supports in the variational treatment is taken into account by the method of Lagrange multipliers. Geometrical and physical relations for linear designs are accepted. Behavior of viscoelastic elements described by the linear theory of heredity Boltzmann-Volterra.

Infinite-dimensional problem is reduced by using the Ritz method to problems-me of the eigenvalues in the finite-dimensional setting. The solution is sought in the form of a finite series of basis functions that satisfy the boundary conditions. The roots of the characteristic equation are determined by an iterative process of Muller. The presence of a viscoelastic layer printed circuit board, as well as vibration dampers involves posing the problem in a comprehensive manner. Then the eigenvalues are complex numbers where the real parts actually characterize the natural frequencies and the imaginary - the damping coefficients. Damping coefficients determined by the rate-damping appropriate forms.

Analysis of the calculations showed that for such structurally inhomogeneous structures (elastic + viscoelastic elements) as opposed to homogeneous, there

the possibility of increasing their dissipative characteristics by changing its internal parameters (geometry, mass, rigidity, rheology, etc.). If the variation of parameter is the convergence of two or more adjacent natural frequencies, the global damping factor in this area of convergence (on the principle of min-max) reaches the maximum of its value. The nature of the facts to be found in process intensification dissipation of kinetic energy due to the strong interaction of the corresponding forms of movement with close frequencies.

The result can be the creation of an algorithm that allows to identify the maximum damping characteristics of printed circuit boards at the design stage.

## **6. Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение**

### **6. Robotics, Intelligent Systems and Aircraft Armament**

#### **Разработка робастных корректирующих устройств систем сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов с применением закона ПИД-управления**

Багиян А.А.

ВАИ МО РА им. маршала А. Ханферянца, г. Ереван, Армения

В работе представлена методика проектирования робастных корректирующих устройств систем сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов с применением закона ПИД-управления.

Анализ динамики авиационных систем сопровождения показал, что перегрузки при маневрах летательного аппарата оказывают существенное влияние на силы сухого трения в каналах управления, что приводит к неопределенностям в модели системы.

На практике существует множество моделей учета сухого трения и методов его компенсации в механических системах, но ни одна из рассмотренных моделей не учитывает влияние перегрузок на силы сухого трения. Применение различных методов компенсации дает удовлетворительные результаты в случае наземного применения. Однако в полете, при действии положительных перегрузок компенсация по известным моделям может быть недостаточной, а при близких к нулевым и отрицательных перегрузках может проявиться эффект перекомпенсации, что приведет к автоколебаниям и потере устойчивости системы.

Следовательно, для улучшения динамических характеристик систем сопровождения наземных целей с учетом неопределенностей в их модели при синтезе корректирующих устройств следует применять аппарат теории робастного управления.

Разрыв связей между каналами управления системы и гармоническая линеаризация одного канала показала, что система сопровождения при устойчивых корректирующих устройствах обладает свойством робастной устойчивости. Эти операции также позволили параметризовать неопределенности в динамике системы.

Анализ и синтез корректирующих устройств систем сопровождения с учетом приведенных выше рассуждений и рекомендаций источников литературы производится по разработанной процедуре выбора префильтра и регулятора из класса ПИД-регуляторов.

Динамическим моделированием реальной нелинейной системы и ее линеаризованной модели показана эффективность применения полученного корректирующего устройства. Что свидетельствует о пригодности разработанной методики проектирования корректирующих устройств систем сопровождения, функционирующих в условиях неопределенностей.

## **Design of Robust Controllers of Systems for Ground Target Tracking by Aircraft with Application of PID Control**

Baghiyan A.H.

ARM MoD MAI named after marshal A. Khanperiyants, Yerevan, Armenia

The paper presents a methodology for designing robust controllers of tracking systems of ground objects by aircraft using the PID control law.

Analysis of the dynamics of tracking systems of aircraft showed that load factors of maneuvering aircraft have a significant effect on the dry friction force (Coulomb friction) in the control channels, which leads to uncertainties in the model of the system.

In practice, there are many models of dry friction and methods of its compensation in mechanical systems, but none of these models take into account the effect of load factors on the dry friction forces. The use of various methods of Coulomb friction compensation gives satisfactory results in the case of ground applications. However, in the flight, by the action of positive load factors the compensation using known models may be insufficient, and at close to zero and negative load factors it can lead to the effect of overcompensation, i.e. to auto oscillations and loss of stability of the system.

Therefore, to improve the dynamic characteristics of tracking systems taking into account uncertainties in their model in the synthesis of controllers should be applied the apparatus of robust control.

Decoupling control channels of the system and harmonic linearization of one channel showed that the tracking system with stable controllers has the property of robust stability. These operations are also allowed parameterization of uncertainties in dynamics of the system.

The analysis and synthesis of controllers of tracking systems was performed by the selection procedure of the pre-filter and regulator in the class of PID controllers based on the above arguments and recommendations provided in the literature sources.

The dynamic modeling of the real nonlinear system and its linearized model shows the efficiency of the use of obtained controller. This indicates the suitability of the developed method of designing controllers of tracking systems operating in an uncertain environment.

## Разработка высокоточного метода наведения управляемого боевого блока, инвариантного к возмущениям

Байрамов К.Р., Байрамов Р.К., Сивков М.А., Смирнов А.Д.,  
Данилочев Д.В.

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Москва

Разработана математическая модель движения в атмосфере Земли управляемого боевого блока (УББ) при следующих допущениях:

- схематически УББ – материальная точка постоянной массы, обладающая аэродинамическим качеством  $K > 1$ ;
- управляющие параметры УББ – угол аэродинамического крена и пространственный угол атаки;
- форма Земли – шар радиуса 6371 км;
- гравитационное поле Земли – центральное;
- атмосфера Земли – стандартная среднегодовая;
- вращение Земли осуществляется с постоянной угловой скоростью.

В качестве системы отсчёта принята Земля с относительной геоцентрической прямоугольной гринвичской системой координат  $O\xi^{\ddot{a}\ddot{b}}\eta^{\ddot{a}\ddot{b}}\zeta^{\ddot{a}\ddot{b}}$  с началом в центре Земли, осью  $O\xi^{\ddot{a}\ddot{b}}$ , направленной по оси вращения Земли на Север, осью  $O\eta^{\ddot{a}\ddot{b}}$  – в плоскости экватора через гринвичский меридиан, осью  $O\xi^{\ddot{a}\ddot{b}}$ , дополняющей систему координат до правой. В качестве управляющих параметров УББ принят угол аэродинамического крена и угол атаки. Располагаемые значения углов атаки приняты в диапазоне  $-10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ . Углы аэродинамического крена не ограничены. В качестве основы метода наведения использована векторная разность между вектором текущей скорости УББ и требуемой скоростью, за которую принята необходимая скорость в той же точке, но на попадающей параболической траектории. При разработке метода наведения использован принцип текущего программирования движения материальной точки при следующих допущениях: поле притяжения Земли – однородное; аэродинамические управляющие ускорения аппроксимируются линейной функцией от времени, остающегося до конца наведения; прогнозируемое движение – равномерное и прямолинейное; цикл наведения – 0,1 с.

Разработан алгоритм и компьютерная программа, моделирующая управляемый полёт УББ при следующих исходных и начальных данных:

- масса УСП – 400 кг;
- площадь крыла – 2,4 м<sup>2</sup>;

- аэродинамические коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  заданы таблично в скоростной системе координат как функции 3-х переменных: высоты полёта, числа Маха и угла атаки;
- начальная высота траектории УББ – 80 км, начальная скорость: 4000, 5000, 6000 м/с;
- направление движения в начальной точке задаётся азимутом и углом наклона вектора скорости к местному горизонту (рассмотрены варианты);
- начальный промах прогнозируемой неуправляемой траектории УББ по дальности: 10, 50, 100 км;
- начальный промах прогнозируемой неуправляемой траектории УББ по боковому направлению: 0, 5, 10 км;
- промах по дальности и в боковом направлении определены в естественной целевой системе координат.

Исследование движения УСП осуществлено численным интегрированием системы дифференциальных уравнений, описывающих полёт УББ;

В качестве метода интегрирования принят метод Рунге-Кутты 4-го порядка;

Шаг интегрирования равен одному циклу наведения УББ.

### **Development of high-precision method aiming managed combat unit, which is invariant with respect to perturbations**

Bayramov K.R., Bayramov R.K., Sivkov M.A., Smirnov A.D.,  
Danilochev D.V.

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great,  
Moscow

A mathematical model of the motion of the Earth's atmosphere-managed combat unit under the following assumptions:

- a schematic managed combat unit - a material point of constant mass having aerodynamic efficiency  $K > 1$ ;
- control the managed combat unit - the aerodynamic roll angle and solid angle of attack;
- The shape of the Earth - a sphere of radius 6371 km;
- the gravitational field of the Earth - the central;
- Earth's atmosphere - average standard;
- The Earth's rotation is carried out at a constant angular velocity.

As a frame of reference adopted by the Earth with relative geocentric Greenwich rectangular coordinate system with the origin at the center of the Earth's axis is directed along the axis of rotation of the Earth to the North axis in the equatorial plane through the Greenwich meridian, the axis coordinate

system complementary to the right. As managers of the managed warhead adopted aerodynamic roll angle and angle of attack. Disposable angles of attack adopted in the range  $-10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ . Aerodynamic angles of heel limited. The basis of the method used by the guidance vector difference between the current speed vector managed combat unit and the desired speed, for which adopted the required speed at the same point, but falling parabolic trajectory. In developing the guidance method based on the principle of the current programming motion of a point on the following assumptions: the gravity field of the Earth - a uniform; aerodynamic control acceleration approximated by a linear function of the time remaining until the end of the guidance; projected traffic - uniform and rectilinear; cycle guidance  $\square 0,1$  s.

An algorithm and a computer program that simulates the controlled flight managed combat unit with the following initial and initial data:

- the mass-managed warhead of 400 kg;
- wing area of 2.4 m<sup>2</sup>;
- and the aerodynamic coefficients are given in tabular form in the velocity coordinate system as a function of 3 variables: altitude, Mach number and angle of attack;
- The initial height of the trajectory managed warhead 80 miles, the initial velocity  $\square$  options: 4000, 5000, 6000 m / s;
- the direction of motion at the starting point is given by the azimuth and angle of the velocity vector to the local horizon (the variants);
- the initial slip predicted trajectory unmanageable managed combat unit in range: options: 10, 50, 100 km;
- the initial slip predicted trajectory unmanageable managed warhead on lateral direction: options: 0, 5, 10 km;
- slip range and laterally defined in the coordinate system of the natural target.

Motion Study USP performed by numerical integration of the system of differential equations describing the flight managed warhead;

As a method of integration to take Runge-Kutta method of order 4;

The integration step is taken to be equal to one cycle guidance managed warhead;

The results of the integration output to a file with the necessary comments.

### **Визуальная навигация беспилотных летательных аппаратов в неопределенных и изменяемых условиях наблюдения**

Ким Н.В., Бодунков Н.Е.

МАИ, г. Москва

Предлагается подход к построению систем визуальной навигации беспилотных летательных аппаратов (БЛА), инвариантных к изменяемым условиям наблюдений.

Работа систем визуальной навигации основана на сравнении идентификации известных (эталонных) изображений различных объектов интереса: подстилающих поверхностей, линейных или точечных наземных ориентиров и пр. с текущими изображениями, получаемыми на борту БЛА. Существенные изменения условий наблюдений приводят к появлению различий между эталонными и текущими изображениями, затрудняющих их идентификацию и не позволяющих корректно решать требуемые навигационные задачи.

В данной работе предлагается использовать адаптивное описание эталонов, основанное на использовании нейронечетких систем. Такой подход позволяет сократить набор типовых описаний наблюдаемых объектов за счет использования экспертных правил и свойств нечетких систем, а также дает возможность их коррекции с помощью обучения по ограниченной выборке.

В ядро предлагаемой нейронечеткой системы заложена база знаний (БЗ), содержащая набор правил по выбору и формированию описаний изображений для текущих условий. В каждом правиле некоторому набору условий поставлена в соответствие конкретное описание наблюдаемых объектов. При этом условия записываются в виде нечетких значений, например: время года – «Лето», «Зима» и т.п., время суток – «утро», «день», «вечер», погодные условия – «дождь», «ясно» и т.д.

Одной из важнейших особенностей предлагаемого подхода является возможность обучить уже сформированную систему.

На приведенных в работе примерах показано, что предлагаемый подход позволяет существенно расширить условия функционирования автономных БЛА за счет повышения вероятности правильного распознавания объектов интереса при различных условиях наблюдения. При этом существенно сокращается объем априорной выборки и появляется возможность дообучения системы во время работы.

### **Visual navigation of unmanned aerial vehicles in an uncertain and changing conditions of observation**

Bodunkov N.E.

MAI, Moscow

An approach to the construction of systems of visual navigation of unmanned aerial vehicles (UAVs), which are invariant to the changing conditions of observation.

Job visual navigation systems based on the comparison and identification of known (reference) images of various objects of interest: the underlying surfaces, linear or point landmarks, etc. From the current image, obtained on board the UAV. Significant changes in the conditions of observations lead to



the emergence of differences between the reference and the current image, complicating their identification and the ability to correctly solve the required navigation tasks. In this paper we propose to use adaptive description of the standards based on those of neuro systems. This approach allows to reduce the set of generic objects observed through the use of expert rules and properties of fuzzy systems, and also gives you the opportunity to correct them through training on a limited sample. At the core of the proposed neuro system laid the knowledge base (KB), containing a set of rules on the selection and formation of images for descriptions of current conditions. In each rule a certain set of conditions assigned to a specific description of the observed objects. The conditions are written in the form of fuzzy values, such as time of year - "Summer", "Winter" and the like, the time of day - "morning", "day", "evening", the weather conditions - "rain", "clear", etc. One of the most important features of the proposed approach is the ability to teach the already established system. The figures in the examples show that the proposed approach can significantly extend the conditions for the functioning of autonomous UAVs by increasing the probability of correct recognition of objects of interest at different viewing conditions. This significantly reduces the amount of a priori sample and there is a possibility of additional training while working.

**Метод оценки воздействия струи РДТТ на конструкцию ЛА  
с последующей верификацией на экспериментальном стенде**

Галинский С.А.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание методики определения энергетических характеристик факела струи РДТТ и прогнозирование результатов их воздействия на элементы конструкции на симуляционных программах.

Основным предметом исследования являются газотермодинамические процессы, происходящие на стенде при стендовых испытаниях РДТТ. В процессе исследования проводится анализ процессов истечения газов и разрабатывается математическая модель газотермодинамики стендовых испытаний РДТТ. С учетом проведенных испытаний разрабатывается методика определения энергетических характеристик РДТТ.

На первом этапе работы в результате исследования проведен научно-технический анализ по газотермодинамике процессов истечения газов и разработана математическая модель газотермодинамики огневых стендовых испытаний РДТТ на открытом стенде.

Результаты данной работы могут быть применены при проектировании внутренних отсеков ЛА, а так же при проведении

компьютерных симуляций запуска изделий, что позволит снизить стоимость испытаний и ускорит процесс их запуска в серию.

### **Method of assessing the impact on the design of solid propellant jet aircraft, followed by verification on test bench**

Galinskiy S.A.

MAI, Moscow

The aim of this work was to develop methods for determining the energy characteristics of solid propellant spray pattern and predict the results of their impact on the design elements on the simulation programs.

The main subject of the study are gas-dynamical processes taking place on the stand the test bench solid propellant. The study analyzes the process gas exhaust and developed a mathematical model gas-dynamical bench testing solid propellant. In view of the tests developed technique for determining the energy characteristics of solid propellant rocket motors.

Technical analysis on gas-dynamical process gas exhaust conducted and developed a mathematical model gas-dynamical fire test bench solid propellant in the open stand in the first phase of work.

The results of this work can be applied in the design of the internal compartments of the aircraft, as well as during start-up computer simulations of products that will reduce the cost of testing and accelerate the process of being launched in the series.

### **Расчет вероятности поражения цели зенитной управляемой ракетой с использованием статистической линеаризации и ковариационного анализа**

Голубев С.И.

МАИ, г. Москва

Для расчета вероятности поражения цели зенитной ракетой на этапе обличкового проектирования, когда параметры проекта известны в самых общих чертах, можно воспользоваться линейным представлением процесса сближения с добавлением одной существенной нелинейности в виде ограничения максимальной перегрузки, которую может реализовать ракета. При таком представлении возможно учесть ряд определяющих параметров условий применения и конструктивных особенностей проектируемой ракеты. Постоянная времени и постоянная демпфирования колебательного звена, которым представляется система стабилизации ракеты, учитывают особенности конструкции, компоновки рассматриваемого варианта облика ракеты и способа создания управляющих сил и моментов через динамические коэффициенты [1].

Нелинейный элемент заменяется эквивалентным, полученным по методу статистической линеаризации [2].

Маневр цели представляется в виде выхода формирующего фильтра, на вход которого подается гауссовский белый шум заданной интенсивности [3] и, представив ошибки измерения головки самонаведения также в виде гауссовского белого шума [2], мы имеем возможность записать уравнение динамика процесса перехвата цели в виде дифференциального уравнения первого порядка в матричной форме. Известно, что развитие ковариационной матрицы вектора состояния такой системы, также описывается матричным дифференциальным уравнением [4]. Ковариационная матрица симметрична относительно своей главной диагонали, на которой находятся дисперсии каждого элемента вектора состояния. Одним из элементов вектора состояния является текущий промах. В конечный момент времени (время перехвата цели) промах принимает значение, которое требуется минимизировать.

Система стабилизации современных зенитных ракет имеет две обратные связи – по угловой скорости и по линейному ускорению [1]. Подбирая их коэффициенты усиления, можно менять значения постоянной времени и коэффициента демпфирования передаточной функции системы стабилизации для минимизации дисперсии промаха ракеты в результате маневра цели.

Оценка поражения воздушной цели. Поражение воздушной цели рассматривается как сложное случайное событие. Первое – подрыв БЧ ракеты в точке пространства при получившемся промахе. Второе случайное событие – подрыв БЧ при этом промахе приведет к поражению цели. Таким образом, при круговом распределении ошибок наведения и управления и, зная величину промаха, при которой вероятность поражения цели равна 0.606, а также рассчитав дисперсию промаха по результатам ковариационного анализа, вероятность поражения цели для плоского случая будет рассчитываться через гауссовский интеграл.

### **Calculation of the probability of target interception with surface to air missile using statistical linearization and covariance analysis**

Golubev S.I.  
MAI, Moscow

At conceptual design stage when the project parameters are known in the most general terms in order to calculate the probability of target interception with SAM missile it is possible to use a linear representation of the process of interception with the addition of one significant nonlinearity in the form of a limiter on the maximum normal acceleration, which can be produced by the

missile. This form of representation allows considering a number of main parameters of condition of use as well as design features of the missile. The time constant and damping coefficient of the transfer function of the stabilization system of the missile through the dynamic coefficients [1] take into account the peculiarities of the design, the layout of missile body and the way the guiding forces and moments are developed.

The nonlinear element is replaced with an equivalent, obtained by the method of statistical linearization [2].

The target maneuver is represented by the output of the shaping filter, on which input the white Gaussian noise is applied of a given intensity [3]. The measurement error of the homing head is also represented by the Gaussian white noise [2]. After that we can write the equation of the dynamics of the process of the target interception in the form of matrix differential equation of the first order. It is known that the development of the covariance matrix of the state vector of this system is also represented by the matrix differential equation [4]. The covariance matrix is symmetrical over its main diagonal, where the variances of each element of the state vector are located. One of the elements of state vector is the current miss. In the final time (the time of the target interception) the miss takes the value that we would like to minimize.

The stabilization system of the modern anti-aircraft missiles has two feedbacks - on angular velocity and on linear acceleration [1]. Changing their gains, one can change the values of the time constant and the damping coefficient of the transfer function of the stabilization system to minimize dispersion of the missile miss to the maneuvering target.

Assessment of target interception. The target interception is considered to be a complex random event. At first, the miss would become a certain value. Then, the second random event would be destroying the target under condition that the miss turned out to be certain value. Thus, when the circular distribution of error of guidance and control and, knowing the value of miss at which the probability of destroying the target is equal to 0.606, and calculating the variance of the miss based on the results of covariance analysis, the probability of target interception for the plane case calculation one can get through the Gaussian integral.

**Эффективность авиационного артиллерийского вооружения,  
оснащенного системой управляемого дистанционного подрыва  
снарядов, при решении задачи огневого поражения беспилотных  
летательных аппаратов**

Губский П.М.

НПО «Прибор», г. Москва

В условиях современной вооружённой борьбы нашли массовое применение легкие и сверхлегкие беспилотные летательные аппараты

(БЛА). Они используются для решения различных боевых задач: ведения разведки, радиоэлектронной борьбы, корректирования огня и поражения точечных целей. К настоящему времени в мире разработана широкая номенклатура БЛА такого класса.

Основным средством огневого поражения легких и сверхлегких БЛА в ближней зоне являются малокалиберные артиллерийские комплексы (МАК), оснащенные системой управляемого дистанционного подрыва снарядов (СУДПС). Это связано с тем, что они значительно превосходят управляемые ракеты по критерию «стоимость-эффективность» в силу дешевизны и массовости применения таких БЛА.

В данной статье рассматривается эффективность поражения БЛА массой от 2 до 120 кг при стрельбе из автоматической 30 мм пушки, установленной на вертолете. Структура и принцип действия СУДПС, включая боеприпас, аналогичны комплексу *AHEAD* (*Oerlikon*, Швейцария).

В качестве средства поражения используются снаряды с электронным управляемым дистанционным взрывателем и осевым метанием готовых поражающих элементов (ГПЭ) из тяжелого сплава. Масса ГПЭ оптимизируется, масса блока ГПЭ составляет ~ 50 % от массы снаряда. Стрельба ведётся длинной очередью. Упреждение точки подрыва снаряда по дальности оптимизируется. Произведено сравнение со штатными боеприпасами контактного действия.

В качестве показателя по которому сравниваются комплексы при поражении различных БЛА используется максимальная наклонная дальность  $D_{05}$  при которой ещё обеспечивается вероятность поражения цели одной очередью 0,5.

На основе проведенного анализа сделаны следующие выводы:

- рациональная масса одного ГПЭ для поражения указанных целей лежит в пределах от 0,6 до 0,8 г;
- оптимальное упреждение точки подрыва снаряда по дальности составляет от 15 до 30 м в зависимости от дальности стрельбы;
- $D_{05}$  для МАК с СУДПС при поражении БЛА массой от 2 до 120 кг составляет от 600 до 1000 м;
- БЛА массой менее 30 кг боеприпасами контактного действия с вероятностью 0,5 не поражаются при дальностях более 250 м;
- 30 мм МАК с СУДПС по  $D_{05}$  превосходят МАК со штатными боеприпасами контактного действия при массе БЛА менее ~ 200 кг.

## **Effectiveness of Aircraft Artillery Armament equipped with system of controlled time burst of projectiles when solution of tasks on fire damage of unmanned aerial vehicles**

Gubskiy P.M.

JSC "SPC "Pribor", Moscow

Under the conditions of modern militant actions, light and superlight unmanned aerial vehicles (UAV) have found a large application. Those are used for solution of different battle missions, such as carrying out of reconnaissance support, electronic warfare support, fire correction and defeat of pinpoint targets. By now a wide range of UAV of this grade has been globally elaborated and developed.

Small Caliber Artillery Complexes (SCAC), equipped with a system of controlled time burst of projectiles (SCTBP), are to be prime means of fire defeat of light and superlight UAV at close-in zone. This is due to those exceed significantly greatly guided missiles upon criterion "cost – effectiveness" in virtue of cheapness and large-scale use of these UAV.

In this article, effectiveness of defeat of UAV with mass of 2 up to 120 kg is under consideration when firing from automatic 30-mm gun mounted on helicopter. Structure and concept of operation of the above SCTBP including ammunition are similar to *AHEAD* Complex (*Oerlikon*, Suisse).

The projectiles with electronic guided time fuse and axial throw of prepared destructive agents (PDA) manufactured from heavy alloy are in effect as a decimator. PDA mass is optimized, mass of the PDA unit makes up approx. 50 % of mass of shell. Firing is performed by continuous burst. Aiming-off of projectile burst point on distance is optimized. Comparison with ammunitions of contact effect has been executed.

Maximum slant distance  $D_{0.5}$ , at that probability of defeat of target by one burst is still provided 0.5, is applied as a factor upon which complexes are compared when defeat of various UAV.

The following conclusions have been drawn on the basis of analysis carried out:

- rational mass of one PDA for defeat of the aforesaid targets lies within from 0.6 to 0.8 g;
- optimal aiming-off of projectile burst point on distance amounts to 15 to 30 m according to range of fire;
- $D_{0.5}$  for the above SCAC with SCTBP in case of defeat of UAV possessing mass of 2 to 120 kg is equal to from 600 up to 1000 m;
- UAV with mass less than 30 kg are not defeated by munitions of contact effect with probability 0.5, at distances more than 250 m;
- 30-mm SCACs with SCTBP upon  $D_{0.5}$  exceed SCACs with ammunitions of contact effect when mass of UAV less than about 200 kg.

## **Интервально-параметрический синтез робастной системы управления упругомассовым объектом**

Езангина Т.А., Гайворонский С.А.

ТПУ, г. Томск

Для ряда промышленных электромеханических систем управления с упругими связями характерным является изменение параметров объектов в широких диапазонах. Так, например, в наматывающих устройствах бумагоделательных машин электромеханическая постоянная времени может изменяться в 5-10 раз, параметры упругих связей некоторых электромеханических систем (подъемники с длинными канатами, антенные установки и т.д.) в различных режимах могут изменяться в десятки раз. Темп изменения этих параметров зависит от природы возмущающих факторов. Указанные параметрические возмущения приводят к появлению незатухающих колебаний, ударам в механических связях, а в наиболее тяжелых случаях – к выходу из строя механического оборудования. Все это требует разработки законов управления, гарантирующих в рассматриваемых системах допустимое качество работы.

В работе решается задача нахождения пределов настроек параметров линейных регуляторов, при которых в системе автоматического управления обеспечивается требуемое качество функционирования в условиях изменения параметров электромеханических объектов.

В качестве критерия синтеза используется критерий заданной степени робастной устойчивости, наиболее подходящий для разработки систем с нестабильными параметрами. Для применения данного критерия предлагается использовать достаточные условия заданной степени устойчивости интервальной системы при ограничении на ее колебательность. Указанные условия представляют собой системы неравенств, связывающих интервальные коэффициенты характеристического полинома замкнутой системы с ее коэффициентными показателями качества (показателем устойчивости и показателем колебательности). Количество решаемых систем определяется числом вершин многогранника коэффициентов полинома, в которых проверяется заданное значение показателя устойчивости и выполнение требований к степени колебательности интервальной системы. С целью проверки найденных диапазонов параметров регулятора проводится построение областей локализации корней интервального характеристического полинома замкнутой системы. Для практического применения методики интервально-параметрического синтеза робастного регулятора разработано специализированное программное обеспечение.

В качестве примера решена задача интервально-параметрического синтеза линейного регулятора системы стабилизации натяжения троса для стенда имитации невесомости.

**Interval-parametric synthesis of robust control systems  
elastic-masses object**

Ezangina T.A., Gayvoronskiy S.A.  
TPU, Tomsk

For a number of industrial electromechanical control systems with elastic connections is characteristic change in the parameters of objects over a wide range. For example, in the paper-winding devices delatelynh machines electromechanical time constant can be measurable-nyatsya 5-10 times, the parameters of the elastic links of some electromechanical systems (elevators with long ropes, antenna installation, etc.) in different modes may vary dozens of times. The rate of change of these parameters depends on the nature of disturbing factors. These parametric perturbations lead to the emergence of sustained oscillations, shocks in the mechanical connections, and in the most severe cases - failure of the mechanical equipment. All this requires the development of control laws that guarantee in these systems allowed the quality of work.

We solve the problem of finding the limits of the parameter settings of linear regulators, under which the automatic control system provides the required quality of performance in terms of the parameters change-electromechanical objects.

As a criterion for the synthesis of the criterion of a given degree of robust stability, the most suitable for the development of systems with unstable parameters. For the application of this criterion is proposed to use sufficient conditions for a given degree of stability of interval when restricted to its oscillation. These conditions represent a system of inequalities between the interval coefficients of the characteristic polynomial of the closed system with the coefficient of its quality indicators (indicator of stability and oscillation index). Number of solvable systems determined by the number of vertices of the coefficients of the polynomial, which test the set point indicator of stability and fulfillment of the requirements for the degree of oscillation interval system. In order to verify the found range of controller parameters we construct the localization regions interval roots of the characteristic polynomial of the closed system. For practical application of techniques of interval-parametric synthesis of robust controller specialized.

As an example, we solve the problem of interval-parametric synthesis of linear regulator stabilization system cable tension to stand simulate weightlessness.



## **Определение параметров беспилотного летательного аппарата для решения ряда боевых задач в составе децентрализованной группы**

Кадыров Я.Р., Нестеров В.А.

МАИ г. Москва

В данной работе был произведен экономический расчет оптимальных параметров беспилотного летательного аппарата (БПЛА), способного в составе децентрализованной группы (ДГ) БПЛА решать ряд авиационных задач с максимальной эффективностью в условиях неопределенности.

Первым этапом последовательно был выполнен ряд работ:

- Нахождение области задач эффективного применения ДГ БПЛА и выделение наиболее перспективных для реализации;
- Вычисление оптимальных параметров полета БПЛА с точки зрения максимума скрытности.

Вторым этапом был разработан алгоритм управления полетом ДГ БПЛА. Были рассмотрены варианты эффективного полета в группе для БПЛА в условиях радиомолчания. Значительное внимание было уделено требованию полного отсутствия согласованного полета между членами ДГ в радиозфере (режим радиомолчания) и были рассмотрены альтернативные варианты взаимодействия, а именно:

- Оптическая сигнализация;
- Использование априорной информации.

Были найдены признаки и свойства БПЛА необходимые для выполнения успешного полета в составе ДГ.

Третьим этапом была проведена классификация целей, методы их распознавания и идентификации, проведен анализ эффективности применения аппаратно-целевой части грузов, были вычислены массо-габаритные параметры БПЛА и предложены варианты старта и окончания полета ДГ БПЛА. Был проведен синтез компонентов БПЛА с точки зрения экономического аспекта стоимости производства каждого, а именно:

- Системы распознавания и индикации;
- Аппаратно-целевого груза;
- Программно-Вычислительного модуля;
- Двигательной установки.

Результатом выполненной работы является полное определение параметров БПЛА, его конфигурации для эффективного решения перспективных задач в составе ДГ БПЛА.

## **Defining the parameters of an unmanned aerial vehicle to solve a number of some combat missions as a part of a decentralized group**

Kadyrov Y.R., Nesterov V.A.

MAI, Moscow

In this work was carried out economic calculation of optimum parameters of an unmanned aerial vehicle (UAV), as part of a decentralized group (DG) to solve a number of UAV aircraft tasks with maximum efficiency in the face of uncertainty.

The first stage has consistently been a number of works:

- Finding the task field, the effective application of the DW UAV and identification of the most promising for implementation;
- Calculation of optimal parameters of UAV flight in terms of maximum stealth.

The second stage of the algorithm was developed UAV flight control DW. Effective flight options were considered in a group for the UAV in radio silence condition. At this work was paid attention to demand to the total absence of a coordinated flight between members of the DW on the radio (radio silence), and considered alternatives interaction, namely:

- Optical alarm;
- The use of a priori information.

Required features and properties were found to perform UAV successful flight as part of the DW.

The third stage was the classification of the purposes, methods of detection and identification, analysis of the effectiveness of a hardware-target portion of cargo, volume requirements UAV and variants of the start and end of the flight DW UAV were calculated. Synthesis was carried out UAV components in terms of the economic aspect of the production cost of each, namely:

- Recognition systems and display;
- Hardware-target of cargo;
- Software-computing module;
- Engine.

The result of the work performed is the complete definition of the parameters of the UAV, its configuration to effectively solve future tasks as part of the DW UAV.

## **Подход к разработке автоматизированной системы планирования подготовки к полетам**

Касьян А.А.

МАИ, г. Москва

При создании автоматизированной системы планирования подготовки к полетам летного состава оперативно-тактической авиации, как и

любой другой информационной системы, важно учитывать не только функционал, но и корректное взаимодействие составляющих её частей. В данной задаче проектирование осуществлялось на основе рабочих документов, используемых в ходе планирования или проведения полетов, а именно: плановой таблицы полетов, журнала хронометража, курса боевой подготовки (КБП), а также на основе рассмотрения принятых в ВВС способов учета натренированности. В результате анализа модули, составляющие систему планирования, разделили между собой функционал, отвечающий за работу с этими документами, поэтому при рассмотрении вопроса взаимодействия частей системы стало возможным говорить о возникшей задаче документооборота.

Результатом работы над данной задачей совместно с техническими специалистами липецкого 4-ого центра боевого применения и переучивания лётного состава ВВС стала разработка означенной автоматизированной системы планирования на базе программного обеспечения компании ОКБ Сухого, разрабатываемого в рамках проекта УКК-35.

На данном этапе система позволяет решать следующие задачи:

- Планирование полетов на текущую летную смену, опираясь на данные КБП и учетные данные личного состава
- Поддержка частичной автоматизации при заполнении журнала хронометража
- Агрегирование данных о проведенных полетах в системе для дальнейшей обработки
- Генерация отчетов о натренированности личного состава на основе агрегированных данных

Также система предусматривает возможность печати рабочих документов в установленной форме, планируется расширение алгоритмической базы системы с целью поддержки более широкого спектра автоматизированной обработки данных. В соответствии с требованиями ВВС все модули разрабатываются на языке программирования C++ как кроссплатформенные с применением библиотек Qt.

### **Approach to the development of an automated system for planning of pre-flight training**

Kasian A.A.  
MAI, Moscow

When creating an automated system for planning of pre-flight training of operational and tactical aircrew, as well as any other information system, it is important to consider not only its functional, but also correct interaction of its constituent parts. In the current problem, the software design of the system

was based on working documents used in the workflow of flights planning, namely: flights schedule table, journal of timekeeping, course of combat training; also taking into account methods of pilots' readiness control, adopted in the Air Force. As a result of thorough analysis, the modules constituting the planning system now share the functional, corresponding to these documents, thus it leads to discussion of the document flow problem that arises when considering the interactions of the parts of the system.

The result of the research taken over this problem is the mentioned above automated planning system developed within the framework of a computer based training project in Sukhoi Design Bureau in cooperation with the 4-th Center of Combat and Retraining of Aircrews of the Air Force.

- Currently the system supports the following:
- Flights planning for the current flight shift, based on the course of combat training and staff credentials
- Partial automation support when performing journal of timekeeping input.
- Aggregation of performed flights data in the system for further processing.
- Generation of personnel readiness reports based on the data stored in the system.

The system also provides the ability to print the working papers in the prescribed form, further development of the algorithmic framework of the system leading to gain the support of a wider range of automated data processing is expected. According to the demands of the Air Forces all the modules are developed in the programming language C++ as cross-platform libraries using Qt software framework.

### **Выбор способа представления знаний в интеллектуальной системе управления беспилотного летательного аппарата**

Клёстов Д.В.  
МАИ, г. Москва

Цель работы заключается в повышении эффективности применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в ряде целевых задач, в частности в задачах, связанных с ситуационным управлением. В качестве примера рассмотрена задача контроля дорожно-транспортной обстановки. Требуется реализовать различные траектории полёта БЛА в зависимости от наблюдаемой ситуации. Решение о типе дорожной ситуации (аварийная, штатная) принимается на основе анализа результатов наблюдений.

Предлагается усовершенствование системы управления БЛА путём введения в неё экспертной системы, формирующей вывод в виде корректировки плана действий БЛА. Корректировка происходит в

асинхронном режиме, за счёт чего не оказывается существенное влияние на работоспособность основной системы управления.

На начальном этапе ключевой проблемой является выбор способа описания ситуации. Поскольку дорожное движение представляет собой процесс взаимодействия различных объектов (людей, животных, транспортных средств), для описания ситуации наиболее подходящим оказался способ на основе использования семантических сетей. Этот выбор обусловлен в первую очередь тем, что семантические сети обладают большой гибкостью, а также несут информацию непосредственно в виде объектов. Они позволяют описать ситуацию любой степени сложности; они легко разделяются и объединяются, что позволяет применять такие знания в группе БЛА; а также они легко преобразуются в другие формы представления знаний.

Для принятия решения о типе дорожной ситуации объекты – участники дорожного движения – представляются фреймами с определённым набором атрибутов, который в случае необходимости можно дополнить новой информацией. Также в процессе распознавания системой наблюдения БЛА между фреймами устанавливаются различные отношения.

В базе знаний предлагается использовать описание ожидаемых дорожных ситуаций тоже в виде семантических сетей. Анализ ситуации осуществляется с помощью поиска наиболее похожей ситуации в базе знаний и применении заранее заготовленного решения для этой ситуации.

Предложенный способ описания ситуации опробован на моделировании процесса наблюдения БЛА за дорожно-транспортной обстановкой. Сформированы фреймы «автомобиль» с атрибутами «положение», «скорость» и другими, и смоделированы отношения между этими фреймами. Отработаны ситуации типа «Затруднённое движение» и «Свободное движение». Показано, что анализ ситуации, описанной в такой форме, возможен и имеет предпосылки к успешной реализации.

### **The getting choice of the method of knowledge representation in intelligent control system of an unmanned aerial vehicle**

Klyostov D.V.  
MAI, Moscow

The goal is to get more effective usage of unmanned aerial vehicle (UAV) during its operations, related to situation-based control. As an example, consider the monitoring traffic situation problem. It is required to implement different moving trajectories, depending on the observed situation. The

decision about the type of traffic condition is made base on analysis of observed situation.

Proposed improvements of UAV control system is an addition of a knowledge-based system, that generates output in form of an update UAV action plan. The updating is done in asynchronous mode, and it has minimal impact on the main control system performance.

At the initial stage, the main problem is to choose a method for the situation description. Because the road traffic is a process of interactions between different objects(human, vehicle), it is the most suitable way is based on using semantic networks. This choice is made due to the features of semantic networks, that have great flexibility and keep information directly in form of objects. Semantic networks can detect most complicated environment; its separates and joins easily and can flawlessly to transform into a different forms of knowledge representation that are successfully used by UAV.

Each participant of traffic is represented by a frame with its attributes, which can be extended if needed, and observing system of UAV produces relations between these frames.

In the knowledge base there are given proposals to use description of typical traffic situations in form of semantic networks as well. The situation analysis carried out by searching the most similar situation in the knowledge base, and using the most suitable premade solution for a given situation from the knowledge base.

The proposed way of situation description was tested on the simulation of UAV's surveillance for traffic. Frames like "Auto" with attributes "Position" and "Speed" and relations between them were designed. Designed and developed situations like "Traffic jam" "Accident on the road" and "Free road". This demonstrates, that situation analysis in this form is possible and has the prerequisites to successful implementation.

### **Автоматическое обнаружение препятствий на взлётно-посадочной полосе средствами технического зрения**

Князь В.В., Бусурин В.И.

МАИ, г. Москва

Состояние и качество взлётно-посадочной полосы играет ключевую роль в обеспечении безопасности воздушного движения на этапах взлёта и посадки летательного аппарата. Это обуславливает широкую востребованность автоматических систем контроля состояния взлётно-посадочной полосы и обнаружения посторонних объектов на её поверхности. Предложен алгоритм автоматического обнаружения посторонних объектов на этапах взлёта и посадки летательного аппарата

на основе анализа последовательности изображений, поступающих от бортовой камеры летательного аппарата.

Для работы алгоритма требуется видеопоследовательность кадров, поступающая от бортовой системы улучшенного видения, и параметры внутреннего ориентирования камеры, полученные в результате предварительной калибровки. Результатом работы алгоритма являются координаты и габаритные размеры обнаруженного объекта в пределах взлётно-посадочной полосы.

Алгоритм включает следующие шаги:

- обнаружение взлётно-посадочной полосы на полученных кадрах;
- оценку ориентации летательного аппарата в земной системе координат на основе опорных точек на взлётно-посадочной полосе;
- создание ортофотопланов к плоскости взлётно-посадочной полосы на основе поступающих кадров;
- обнаружение посторонних объектов на разности ортофотопланов.

Для тестирования и отладки алгоритма с помощью средств трёхмерного моделирования построена 3D-модель аэродрома, включающая взлётно-посадочную полосу и объекты аэродромной инфраструктуры. Данная модель использовалась для формирования видеопоследовательностей, имитирующих вид с бортовой камеры летательного аппарата на этапе захода на посадку.

Разработано программное обеспечение, реализующее алгоритм обнаружения посторонних объектов на взлётно-посадочной полосе на основе видеоданных, поступающих с бортовой камеры. Произведено тестирование и отладка алгоритма на модельных данных, созданных с помощью средств трёхмерной графики, а также на тестовых данных, полученных на масштабном макете взлётно-посадочной полосы.

Результатом работы является быстрый алгоритм обнаружения препятствий на взлётно-посадочной полосе на основе данных, поступающих с бортовой камеры, который может быть применён для обеспечения безопасности воздушного движения на аэродромах, не оборудованных наземными системами обнаружения посторонних объектов.

### **Automatic detection of obstacles on a runway using computer vision**

Kniaz V.V., Busurin V.I.

MAI, Moscow

The state and the quality of a runway play a critical role for the safety of an aircraft during the takeoff and the landing stages of the flight. Therefore automatic runway state control systems and foreign object detection systems

are highly demanded by airports to reduce potential threats to the safety of the air flight. An algorithm for automatic detection of foreign objects is presented. The algorithm is based on analysis of image sequence from an onboard camera taken during the takeoff and the landing stages of the flight.

The algorithm requires orientation parameters of the onboard camera to be known. These parameters are calculated during the preliminary calibration. The algorithm provides estimated coordinates and dimensions of the detected foreign object in the ground coordinate system.

The algorithm includes the following steps:

- Automatic detection of a runway on each frame of the image sequence
- Estimation of the external orientation of an aircraft in the ground coordinate system using detected reference points on the runway
- Generation of orthophotos to the runway plane using frames of the image sequence
- Detection of foreign objects using a difference of orthophotos

A 3D model of an airport and a runway was created using a 3D modelling software to test the algorithm. A number of test image sequences modelling the view from the onboard camera during the landing stage of the flight were created using the 3D model.

The algorithm was implemented in the original software for detection of foreign objects on a runway. The software performs the detection of foreign objects using an image sequence from the onboard camera. The software was tested using image sequences created using 3D model and a scale model of a runway.

Throughout the research the fast algorithm for detection of foreign objects on a runway was developed. The algorithm is based on computer vision methods and can be used to reduce the threat to the safety of air travel in airports that are not equipped with ground-based foreign object detection systems.

### **Адаптивное оценивание и управление для систем сопровождения на основе расширенного фильтра Калмана**

Колосовская Т.П.

МАИ, г.Москва

Целью настоящего научного исследования является создание работоспособных нелинейных алгоритмов обработки информации и их программная реализация для системы сопровождения объекта (ССО), входящей в прицельно-навигационный комплекс (ПНК), позволяющих оценивать дальность от летательного аппарата (ЛА) до объекта (цели), угол визирования и угол разворота для различных случаев и условий.



Решения задачи синтеза и анализа алгоритмов для ССО при нелинейных уравнениях математических моделей состояния стохастической динамической системы (СДС) и наблюдения были получены с применением субоптимального расширенного фильтра Калмана (РФК) и предлагаемого выведенного нового закона наведения, где вектор управления является функцией оценок вектора состояния. Эти решения можно рассматривать, с одной стороны, как новые решения задачи адаптивного оценивания на основе РФК в случае больших ошибок оценивания или задачи срыва слежения в рамках классических СДС с детерминированной структурой, и, с другой стороны, как новый подход к частному случаю обработки сигналов в СДС со случайной структурой или с переключением параметров, когда векторы состояния и параметров представляют собой марковские процессы.

Результаты математического моделирования синтезированных адаптивных схем фильтрации 1) представлены для случаев:

- закона пропорционального наведения (ПН) с традиционно
- используемыми значениями навигационного коэффициента;
- закона прямого наведения;
- выведенного закона наведения, который имеет

фундаментальное отличие от закона ПН (в предложенном законе наведения навигационный

коэффициент не является постоянной величиной, а представляет собой функцию оценок состояния в виде аналитического выражения),

2) отражают поведение оценок вектора состояния, ошибок оценивания, ковариационной матрицы и апостериорной плотности вероятности со сравнительным анализом для различных условий:

- при различных начальных значениях и векторах гауссовых белых
- шумов моделей состояния системы и наблюдений с соответствующими
- интенсивностями, для имитации воздействий внешней среды на систему;
- с адаптивными переходами к модифицированному алгоритму РФК с методом искусственного старения информации на участках траектории;
- с изменением параметров соответствующего закона наведения;
- с переключениями от одного закона наведения к другому в процессе сопровождения. Выведенные алгоритмы фильтрации и закон управления обеспечивают высокую эффективность и точность оценивания.

## **Adaptive estimation and control problems for target tracking systems using an extended kalman filter**

Kolosovskaya T.P.

MAI, Moscow

The purpose of the present scientific research is to create reliable nonlinear information processing algorithms and to receive computer simulation results for a target tracking system ( TTS ) as a part of the guidance-navigation complex ( GNC ) which allow to estimate the range from an aircraft to a target, the line of sight ( LOS ) angle, and the bearing angle for different cases and conditions. The solutions of the problem of algorithms synthesis and analysis for TTS with the nonlinear stochastic system and measurement equations were obtained by using the suboptimal extended Kalman filter ( EKF ) and the proposed derived new guidance law where the control vector is the function of state estimates.

These are new solutions of EKF adaptive estimation problem in the cases of grate estimation errors or tracking interruption in the classical stochastic dynamic systems ( SDS ) with deterministic structure and a new approach in a particular case of signal processing in SDS with random structure or with switching parameters when the state vector and the parameter vector follow Markov processes.

Computer simulation results of the adaptive filtering schemes are presented for

- the proportional navigation ( PN ) law with the traditionally used navigation constant values,
- the direct guidance law,
- the derived guidance law which has a fundamental difference from the PN law ( in the proposed guidance law navigation coefficient is not a constant, it is a function of the state estimates as an analytical expression ).
- The simulation results reflects 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 and the measurement with corresponding variances, for imitation of environmental influences on the system,
- with adaptive switching to a modified EKF algorithm by using the
- information artificial aging techniques on the required parts of trajectories,
- with changing of the corresponding guidance law parameters, and

- with switching from one guidance law to the other during tracking.
- The derived filtering algorithms and guidance law provide high efficiency and
- estimation accuracy comparing with the other existing algorithms.

**Построение электромеханического силового минипривода  
пассажирского самолета с механизмами однонаправленного  
действия для минимизации потребления энергии**

Красковский Н.В., Самсонович С.Л., Чубиков В.Н.

МАИ, г. Москва

Важной проблемой для разработчиков пассажирских самолетов нового поколения с бортовой электросетью (электрических самолетов) является сокращение энергопотребления. Одно из направлений, частично решающих эту проблему, заключается в использовании электромеханических силовых миниприводов и включении в их структуру механизмов однонаправленного действия.

При движении самолета в режиме горизонтального полета, набора высоты или других режимах БЦВМ рассчитывает время их выполнения и по его окончании выдаёт команду на включение в электромеханическом силовом миниприводе механизма однонаправленного действия. В этом состоянии выходное звено привода вместе с объектом регулирования (например, элероном или рулем высоты) фиксируется в необходимом положении механизмом однонаправленного действия, после чего привод перестаёт потреблять энергию от бортового источника питания. При отклонении самолета от заданной траектории по сигналу БЦВМ электромеханический силовой минипривод снова обрабатывает это рассогласование.

Предлагаемый электромеханический силовой минипривод содержит высокомоментный бескорпусной электродвигатель, построенный на редкоземельный материалах и двухступенчатую волновую передачу с промежуточными телами качения, что позволяет по сравнению с другими типами электромеханических приводов иметь более высокий КПД, меньшую массу и лучшие динамические характеристики. В качестве механизмов однонаправленного действия рассматриваются муфты необратимого движения, электромагнитные муфты сцепления и передачи, обладающие свойством самоторможения (например, червячные, спироидные и др.).

Для уменьшения массогабаритных показателей механизмы однонаправленного действия целесообразно размещать между исполнительным двигателем и предварительной ступенью механической передачи или непосредственно в этой ступени.

Основными критериями для выбора типа механизма однонаправленного действия являются: габариты, условие компоновки, масса, момент инерции, КПД, потребляемая мощность и передаточное отношение.

Проведенное сравнение механизмов однонаправленного действия по указанным критериям позволяет более осмысленно проводить анализ и синтез электромеханических силовых миниприводов.

**The construction of the electromechanical power minidrives for passenger aircraft with single-acting mechanisms to minimize power consumption**

Kraskovskiy N.V., Samsonovich S.L., Chubikov V.N.  
MAI, Moscow

An important problem major challenge for the new generation of passenger aircraft with onboard mains (electric aircraft) is to reduce energy consumption. One of the ideas to solve this problem is using electro-mechanical power minidrives and inclusion an unidirectional action mechanisms in their structure.

At movement of the aircraft in level flight mode, climb or other modes onboard computer calculates the time of their execution, and upon its completion gives the command to switch the electromechanical unidirectional action mechanism in power minidrive. In this state, the output link with the controlled object (for example, an aileron or elevator) is fixed in position by the unidirectional action mechanism, and the drive is no longer draw power from the onboard power supply. If an aircraft mismatching from the desired trajectory the onboard computer controls electromechanical actuators again to fulfill this mismatch.

Proposed electromechanical power mini drives comprises unpackaged high-torque motor constructed in rare earth materials, and a two-stage wave transmission with rolling elements, which allows to have a higher efficiency, lower weight and better dynamic properties than other types of electromechanical actuators. As the actuators are considered unidirectional coupling irreversible motion, electromagnetic clutch and transmission, have the property of self-locking (eg, worm, spiroid et al.).

It is advisable to place mechanisms of unidirectional action between the executive motor and pre-stage mechanical transmission or directly to this stage to reduce the weight and size.

The main criteria for selecting the type of mechanism of unidirectional action are: size, condition layout, mass, moment of inertia, efficiency and power consumption ratio.

A comparison of the mechanisms of unidirectional action on these criteria allows for a more meaningful analysis and synthesis of electromechanical power minidrives.

### **Разработка цифрового блока управления приводом летательного аппарата**

Кушнир Д.М.  
МАИ, г. Москва

В работе предлагается цифровая реализация блока управления привода летательного аппарата.

Современная система управления летательным аппаратом состоит из множества подсистем разного назначения, которые объединяются в единый комплекс. Такую систему принято называть комплексной системой управления летательным аппаратом. В процессе проектирования комплексной системы управления встала задача замены имеющегося аналогового блока управления приводом цифровым.

На основе законов управления используемых в аналоговом прототипе было разработано программное обеспечение для занесения в память бортовой вычислительной машины. Для борьбы с алиасными частотами, которые возникают после дискретизации сигнала и снижают точность обработки данных от внешних источников информации, в изначальный алгоритм был введен антиалиасный фильтр, параметры которого были выбраны на основе частоты обработки входного сигнала.

Для создания и тестирования программного обеспечения была использована среда разработки SCAD Suit, которая используется для разработки и сертификации систем управления с критичными требованиями к безопасности.

Полунатурное моделирование показало, что разработанный блок управления приводом в полном объеме и с заданной точностью выполняет функции своего аналогового прототипа.

### **Development of unit digital control drive aircraft**

Kushnir D.M.  
MAI, Moscow

This paper presents a digital implementation of the unit control drive the aircraft.

The modern system of control of the aircraft consists of many sub-systems for different purposes, which are combined into a single complex. Such a system is called a complex system of control of the aircraft. In the process of designing an complex management system was a task to replace the analog unit control driven on the digital unit control driven.

On the basis of the control laws used in the analog prototype software was developed to store the onboard computer. To combat the aliased frequencies, which occur after the sampling of the signal and reduces the accuracy of data from external data sources, in the initial algorithm was introduced antialiasing filter whose parameters have been chosen based on the processing frequency of the input signal.

To build and test software was used development environment SCADe Suit, which is used for the development and certification of management systems with safety-critical.

HIL simulation showed that the developed control unit operated in full and with a given precision functions as his analog prototype.

### **Электрический привод уборки-выпуска опор шасси бесподкосной схемы лёгкого беспилотного самолёта на основе волнового исполнительного механизма**

Нестеров В.А., Лапо М.Е.

МАИ, г. Москва

Предполагается, что рассматриваемый самолёт трёхопорной схемы шасси с носовым колесом имеет длину основных опор не более 1,2 м и его максимальный взлётный вес составляет не более 5 тонн, что позволяет создать бесподкосную стойку без существенного увеличения массы стойки, размеров замков и редуктора привода уборки-выпуска. Основная опора выполнена в виде телескопической стойки со шлиц-шарниром и траверсой. Носовая опора телескопическая, полурывчажной схемы с траверсой. Ввиду отсутствия экипажа, аварийный выпуск стойки не рассматривается.

Для реализации бесподкосной схемы уборки-выпуска опор шасси используется волновой электрический привод с планетарной передачей, смонтированный в траверсе стойки шасси. В выпущенном положении стойка удерживается специальным упором траверсы с механическим замком. Детально рассматриваются вопросы прочности силовых элементов выпуска и удержания стойки, а также конструкция и прочность привода уборки-выпуска.

Предложенная схема позволяет отказаться от традиционной гидравлической системы уборки-выпуска опор шасси с подкосом, что существенно упростит конструкцию планера в зонах крепления опор шасси и в случае применения только электрических приводов органов управления позволит полностью отказаться от гидравлической системы на борту самолёта.

Литература

1. Герашенко А.И., Постников В.А., Самсонович С.Л. Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных

аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.

**Electric actuator based on harmonic drive for cantilever landing gear extension and retraction system of light-weight UAV**

Nesterov V.A., Lapo M.E.

MAI, Moscow

It is supposed, that the airplane has tricycle nose-wheel landing gear with the main gear struts not longer than 1.2 meters and has maximum takeoff weight not more than 5 tons, that allows creating a cantilever gear strut without significant increase of its weight, dimensions of locks and drive gearbox. The main gear strut is telescopic, with a torque arm and a fulcrum. The nose gear strut is a semilevered and has a fulcrum. The emergency landing gear extension is not provided, due to the absence of flight crew.

An electric harmonic drive with epicyclic gear, mounted in the fulcrum of the gear strut, is used for implementing cantilevered landing gear extension and retraction system. When the gear is extended, the strut is hold by a special stop of the fulcrum with mechanical downlock. The issues of strength of primary structural members for extension and arresting of the strut and also design and strength of the drive are covered in detail.

The suggested scheme eliminates the conventional hydraulic extension and retraction system with strut, that will significantly simplify the airframe in areas of mounting landing gear, and in case of using only electric drives for control surfaces it allows eliminating completely the hydraulic system on board the aircraft.

**Bibliography**

1. Gerashenko A. I., Postnikov V.A., Samsonovich S.L. Pneumatic, hydraulic and electric actuators of aircraft based on harmonic drives, МАИ-ПРИНТ, 2010.

**Повышение надежности полета самолета за счет использования электромеханических силовых миниприводов для управления аэродинамическими поверхностями и в боковых ручках управления**

Огольцов И.И., Макарин М.А., Самсонович С.Л.

МАИ, г. Москва

Актуальным направлением развития самолетостроения является концепция электрического самолета. На кафедре «Системы приводов авиационно-космической техники» разработаны электромеханические приводы петлеобразной формы, которые получили название: «силовые миниприводы». Данные приводы обладают небольшими массогабаритными показателями, но при этом имеют достаточную динамику и высокий КПД, что позволяет использовать их в качестве

основных приводов для управления аэродинамическими поверхностями самолета.

Кроме того электромеханические силовые миниприводы позволяют повысить надежность полета самолета. Это свойство обусловлено тем, что данные приводы содержат волновую передачу с телами качения и позволяет простыми средствами реализовать два механических входа в режиме редуктора/мультипликатора.

Для повышения уровня безопасности полета в дополнение к электрической проводке управления приводами предлагается организовать «страхующую» механическую проводку, которая даст возможность управлять самолетом даже в случае отказа электропитания.

В современной авиации существует тенденция перехода к боковым ручкам управления – джойстикам в подлокотнике кресла пилота.

Для улучшения информированности пилотов о положении рулевых поверхностей существуют конструкции активных боковых ручек, которые оснащены электромеханическими приводами. Это дает возможность рукояткам отклоняться синхронно и пропорционально положению рулевых поверхностей.

Для обеспечения обратной связи между пилотами предлагается применить механическую проводку между боковыми ручками. Это позволяет реализовать интуитивно понятное тактильное (осязательное) пересиливание, когда один из пилотов корректирует и «подруливает» другого. Эффект пересиливания можно реализовать с помощью электроприводов установленных в боковых ручках, но использование механической проводки является более простым и надежным способом, защищенным от электропомех, отказа питания и обладающим большим быстродействием. При этом имеется возможность разъединения механической проводки в случае необходимости.

Для повышения безопасности полета самолета с электромеханическими приводами предлагается «страхующая» механическая проводка. В конструкции боковых ручек предлагается использовать приводы для синхронного отклонения рукояток, а также связать боковые ручки механической проводкой для реализации тактильной обратной связи между пилотами.

**Improving the reliability of the airplane due to the use of electromechanical power mini drives for controlling the aerodynamic surfaces and the side control sticks.**

Ogoltsov I.I., Makarin M.A., Samsonovich S.L.

MAI, Moscow

Electrical aircraft concept is an actual direction of an aircraft development. The department "Servodrive Systems of the aerospace vehicles" developed



electromechanical actuators loop form, which are called "power minidrives". These actuators have small dimensions and weight, and time have enough dynamics and high efficiency at the same, so they can be used as the main drive for controlling the aerodynamic surfaces of the aircraft.

Moreover, electromechanical power minidrives increase the reliability of the airplane. This property is due to the fact that these drives contain wave transmission with the rolling elements and it allows to implement two mechanical inputs by simple means to work in reducer / multiplier modes.

To increase the level of safety in addition to the electrical wiring drive control is proposed to organize safety mechanical wiring, which will provide an opportunity to control the aircraft even in the case of a power failure.

In modern aircraft, there is a trend toward the side control knobs - joystick in the armrest of the pilot.

To improve the situation awareness of pilots control surfaces there are designs of active side handles, which are equipped with electromechanical actuators. This enables the handles deflected synchronously and proportional to the position of control surfaces.

To provide feedback between the pilots proposed to use mechanical wiring between the side sticks. This allows for intuitive tactile overriding, when one pilot corrects and "controls" another. Overriding effect can be realized by electric drives installed in the side handles, but using mechanical wiring is simpler and more reliable way, protected from electrical interference and power failure. Thus it is possible mechanical disconnection of the wiring if necessary.

To improve the safety of the airplane with the electromechanical drives offered manual wiring. The design of the side handles are encouraged to use the drives for a synchronous deflection of the arms and link side handles with the mechanical wiring for the implementation of tactile feedback between pilots

**Разработка модельно-методического аппарата оптимизации проектных параметров семейства ЛА с переходом к беспилотному ЛА (БЛА) в составе авиационного боевого комплекса (АБК)**

Метелкин П.С.

МАИ, г. Москва

Современный уровень развития авиационной техники выявил существующее противоречие между потенциально высокими боевыми возможностями разрабатываемых (существующих) АБК и недостаточными потенциальными возможностями экипажа по их реализации, прежде всего из-за различных физиологических ограничений. Одним из вариантов решения этой проблемы является переход от пилотируемых к беспилотным АБК.

В данной работе рассматривается возможность создания на базе унифицированной конструкции семейства ЛА, включающего пилотируемый и беспилотный варианты. Целью работы является разработка модельно-методического аппарата, позволяющего провести оптимизацию проектных параметров указанного семейства ЛА на этапе внешнего проектирования.

Первым шагом в разработке стало изучение конструктивных и функциональных особенностей БЛА, потенциально обеспечивающих лучшие значения показателей эффективности боевого применения в сравнении с пилотируемым аналогом, и их взаимосвязи.

С этой целью была разработана система математических моделей, в которой логически можно выделить два основных блока. К первому блоку относятся модели, формирующие систему автоматизированного проектирования и обеспечивающие расчет с необходимой точностью основных проектных параметров, аэродинамических характеристик, летно-технических и маневренных характеристик, уточненный весовой расчет. Особое внимание уделялось модели уточненного весового расчета, которая позволяет в явном виде учесть особенности БЛА (отсутствие экипажа и сопутствующих систем жизнеобеспечения, увеличение расчетной перегрузки, рост массы вычислителей, архитектуру комплекса РЭО). Ко второму блоку относятся имитационно-аналитические модели боевого применения АБК и сценарии типовых расчетно-боевых задач.

Разработанный модельно-методический аппарат позволяет найти область значений проектных параметров, в пределах которой возможно создание семейства ЛА, включающего беспилотный ЛА, при сохранении базовой для семейства конструкции. В частности, в ходе исследования на базе пилотируемого прототипа были получены рациональные варианты облика БЛА с более высокими значениями расчетной эксплуатационной перегрузки без значительных изменений в конструкции и характеристиках подсистем, что обеспечило лучшие значения показателей эффективности при моделировании боевого применения, чем у прототипа.

**Development of a methodology to optimize the design parameters of aircrafts family in transition to unmanned aerial vehicle (UAV) as part of the aviation combat complex (ACC)**

Metelkin P.S.  
MAI, Moscow

The present level of the development of aviation technology revealed the existing contradiction between the potentially high combat capabilities of the developed (existing) ACC and the inadequate potential of the crew for their

implementation, primarily due to the different physiological limitations. One possible solution to this problem is the transition from manned to unmanned ACC.

In this paper we consider the possibility of creating a unified design based on a family of aircrafts, including manned and unmanned aerial vehicle. The purpose is to develop a methodology to optimize the design parameters of the family of aircrafts at the stage of conceptual design.

The first step in the development was to analyze the structural and functional characteristics of the UAV, potentially providing the best value of the KPIs in combats applications in comparison with the manned analogue, and their interrelations.

To do this, a system of mathematical models was developed, which can be logically divided into two main blocks. The first block are the models that form the system of automated designing and provide calculations with the required accuracy of the main design parameters, aerodynamic characteristics, flight performance, maneuverability characteristics, and adjusted weight calculation. Particular attention was given to adjusted weight calculation model, which allows take into account the peculiarities of the UAV (no crew and life-support systems, an increase of g-forces and mass calculators, a structure of the radio-electronic complex, etc.). The second block includes simulation and analytical models of combat employment of ACC and typical combat mission's scenarios.

The developed system allows to find the range of the design parameters, within which you can create a family of aircrafts, including unmanned aircrafts, while preserving the basic design for the family. During research on the basis of a manned prototype were obtained rational variants of the UAV with higher estimated operating g-force without significant changes in the structure and characteristics of the subsystems that provided the best value of KPIs in simulating combat application than the prototype.

### **Разработка универсального алгоритма управления скоростью и высотой полета беспилотного летательного аппарата**

Нестеров В.А., Миронова М.М.

МАИ, г. Москва

При достигнутом высоком уровне параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) дальнейшее улучшение характеристик силовых установок (СУ) с ГТД связано с поиском новых путей как в направлении совершенствования рабочего процесса, схем, конструкции, материалов, так и в управлении СУ. Одним из таких путей является интегрированное управление СУ, при котором управление рабочим процессом в отдельных ее элементах (двигателе, воздухозаборнике, многофункциональном сопле) и силовой установкой

в целом ставится в зависимость от управления самолетом или использования установленного на нем оборудования, режима или этапа полета. В этом случае СУ вместо заранее определенных и неизменных свойств будет иметь гибкие характеристики, видоизменяемые в полете методами и средствами управления в соответствии с требованиями конкретных условий и режимов применения самолета. Такой подход может стать особенно эффективным при управлении силовой установкой современного многорежимного самолета, к характеристикам которой на отдельных этапах полета предъявляются разные, часто несовместимые, требования.

В работе продемонстрирована разработка алгоритма управления скоростью и высотой полёта, представляющего собой регулятор, выводящий самолёт на заданную скорость и высоту полёта и обеспечивающего постоянные воздействия на секторы газа двигателей.

Работа включает в себя построение математических моделей самолёта, двигателя и динамики пространственного движения самолёта, подробный расчёт алгоритмов стабилизации высоты и скорости полёта, а также приведены результаты исследования работоспособности полученного алгоритма управления.

В процессе моделирования использовались аэродинамические характеристики самолёта МИГ-29, полученные в ходе натурных испытаний.

Предложенный подход к синтезу закона управления скоростью и высотой полёта летательного аппарата может быть применён при проектировании перспективных автоматов тяги.

Библиографический список

Харьков В.П., Михалёв И.С. «Адаптивный алгоритм управления скоростью полета летательного аппарата» // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2011. № 1. С. 911.

Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. «Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолёта». М.: Машиностроение, 1994. 304 с.

### **Aircraft both velocity and flight altitude adaptive control algorithm**

Nesterov V.A., Mironova M.M.

MAI, Moscow

It is considered aircraft both velocity and flight altitude adaptive control algorithm, based on the reverse flight dynamics approach. The main control goal consists in the providing needed values both aircraft flight velocity and altitude due to engine and altitude actuators simultaneous control actions. Integrated engine control system of MIG-29 aircraft applying to typical cruise flight mode is given as an example of mentioned approach

utilization. The integration of engine and flight altitude control allows to meet all contradictory requirements to engine control system of the discussing aircraft.

Mathematical simulation has been performed in order to analyze developed algorithm performances. Simulation results are given, which demonstrate algorithm operability and efficiency in presence of the uncontrollable factors. Developed integrated control algorithm provides increasing operation speed of both velocity and flight altitude control loops as well as reducing fuel consumptions due to flight altitude optimization.

So, suggested approach can be used for prospective thrust control algorithms development.

#### References

Kharkov V.P., Mikhalev I.S. «Informatsionno-izmeritelnye i upravlyayushchie sistemy», 2011, no. 1, pp. 9-11.

Gurevich O.S. Golberg F.D., Selivanov O.D. «Integririvanoe upravlenie silovoi ustanovkoi mnogorezhimnogo samoleta» (Information management of multi-mode propulsion aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1994, 304 p.

### **Математическое моделирование старта объектов с направляющих самолета-носителя с учетом сил трения и реакций связей**

Морозова И.В.

ЦАГИ, г. Жуковский

Целью данной работы являлось создание методики моделирования старта объектов с направляющих самолета-носителя с учетом сил трения и реакций связей в узлах подвески для решения задач оценки безопасности старта.

При разработке данной методики были решены следующие задачи:

- построение математической модели аэродинамических характеристик (АХ) объекта в изолированном состоянии;
- построение математической модели АХ самолета;
- построение математической модели АХ интерференционного воздействия носителя;
- построение математической модели САУ объекта;
- создание вычислительных программ для расчета сил трения и реакций связей при движении объекта по направляющим;
- разработка программного обеспечения (ПО) для моделирования динамики старта объектов с направляющих самолета-носителя.

Результатом выполненной работы является создание ПО на основе методики моделирования старта объектов с направляющих самолета-носителя с учетом сил трения и реакций связей. С использованием разработанного ПО проведено математическое моделирование

динамики старта объекта при наличии четырех узлов подвески и приведены результаты моделирования.

### **Mathematical simulation of launching object by guides from airplane taking into account friction forces and constraint reactions**

Morozova I.V.  
TsAGI, Zhukovsky

The purpose of the given task was making of a technique of simulation of launching object by guides from airplane, taking into account friction forces and constraint reactions in suspension points for problem solving of an estimate of airplane safety.

By development of the given technique following problems have been solved:

- design of mathematical model of aerodynamic characteristics (ACh) the object in an insulated status;
- design of mathematical model ACh an airplane;
- design of mathematical model ACh interference effect of the airplane;
- design of mathematical model of an autopilot of the object;
- making of computing programs for calculation of friction forces and constraint reactions at object driving on the directing;
- software engineering for mathematical simulation of dynamics of launching object by guides from airplane.

Result of the performed problem is making of software on the basis of a technique of simulation of launching object by guides from airplane taking into account friction forces and constraint reactions. With usage of designed software mathematical simulation dynamics of launching object by guides in the presence of four suspension points is spent and results of simulation are present.

### **Современные беспилотные летательные аппараты как сложные объекты управления**

Неугодникова Л.М.  
УГАТУ, г. Уфа

Задачей исследования является разработка методов и алгоритмов управления траекторным движением беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Как правило, автоматический полет БЛА проходит в двух основных режимах – полет по заданной траектории (по точкам), либо в командном режиме (в реальном времени). Основной критерий качества управления в обоих случаях можно сформулировать как способность ЛА выполнить заданное действие (изменить какой-либо параметр движения по заданному закону) с требуемой точностью за отведенное время. Для удовлетворения этому критерию необходимо

эффективно управлять движением центра масс и угловым движением БЛА.

Угловое движение БЛА может рассматриваться аналогично движению ЛА соответствующей аэродинамической схемы. Такие задачи в настоящее время хорошо проработаны, однако устанавливаемые на БЛА автопилоты являются, как правило, усеченными версиями (по сравнению с устанавливаемыми на пилотируемых ЛА). Одной из возникающих при использовании таких автопилотов проблем является ограничение максимально разрешенных (для конструкции ЛА и его полезной нагрузки) перегрузок. Для решения этой задачи была разработана САУ углом курса и ограничения нормальной перегрузки.

При управлении движением центра масс возникает задача управления несколькими параметрами движения одновременно в условиях действия возмущений. Для решения этой задачи были разработаны многоканальные системы управления (МСАУ) продольным и боковым движением ЛА самолетной схемы. МСАУ продольным движением позволяет одновременно управлять скоростью и высотой полета ЛА. МСАУ боковым движением предназначена для управления углом курса и обеспечивает отсутствие скольжения при изменении направления движения.

Численные значения передаточных функций упомянутых САУ были рассчитаны в пакете Matlab, моделирование переходных процессов выполнено в приложении Matlab Simulink. Результаты моделирования подтверждают соответствие переходных процессов эталонным. САУ углом курса позволяет ограничивать нормальную перегрузку по заданному значению, что может быть полезно при управлении БЛА в командном режиме, когда может потребоваться резкое изменение курса. Результаты моделирования так же показали высокую помехоустойчивость обеих МСАУ, что позволит с успехом применять их при управлении БЛА по заданной траектории.

### **The modern unmanned aerial vehicles as the complicated objects of the control**

Neugodnikova L.M.  
USATU, Ufa

The object of research is to develop of methods and algorithms the trajectory motion control of unmanned aerial vehicles (UAVs). As a rule, automatic UAV flight runs two main modes of - flight along a predetermined path (point by point) or in the command mode (in real time). The main criterion for the quality of control in both cases can be formulated as the ability of the aircraft fulfill the assigned action (change some parameter of motion by a given law) with the required accuracy within the time limit. To

meet this criterion, it is necessary to effectively control the movement of the center of gravity and angular motion of the UAV.

Angular motion of the UAV may be considered like the movement of the corresponding aerodynamic configuration aircraft. Such problems are well developed now, but installed on UAV autopilots are usually truncated versions (compared to using in manned aircraft). One of arising from the use of such autopilots problems is to restrict the maximum allowed overloads (for the structure of the aircraft and its payload). For solving this problem has been developed automatic control system of course angle and normal overload restriction.

In controlling motion of center of gravity arises the problem of control multiple parameters simultaneously under the action of disturbances. For solving this problem have been developed multichannel control systems (MACS) of the longitudinal and lateral movement of the airplane. Longitudinal motion MACS allows the simultaneous control the speed and flight altitude aircraft. Lateral movement VFCS is intended to control the angle of the course and provides a the absence of sliding when changing flight direction.

The numerical values of the transfer functions of the mentioned ACS have been calculated in the Matlab package, simulation of transient processes have been carried out in the annex Matlab Simulink. The simulation results showed the high quality of transient processes in the systems. Course angle ACS allows restricting the normal overload according to a given value, which may be useful in controlling UAVs in the command mode, for situations requiring a abrupt change of flight direction. The simulation results also showed high noise immunity both MACS and this allow successfully apply them for controlling the UAV by a predetermined path.

### **Особенности организации алгоритмического и индикационного обеспечения на борту перспективных авиационных комплексов**

Обрезков И.В.

МАИ, г. Москва

Осуществление интеллектуальной поддержки обязательное условие при создании авиационных комплексов пятого поколения. Интеллектуальная поддержка призвана устранить информационную перегрузку, обеспечить автоматизацию управления авиационным комплексом, ситуационную осведомлённость экипажа и принятие оперативных тактических решений в сложной боевой обстановке. Структура интеллектуальной поддержки основана на трёх категориях автоматических операций:



- Операции, исполняемые без информирования человека, с контролем по внешним изменениям в информационно управляющем поле.

- Операции, исполняемые с оповещением экипажа.

- Рекомендуемые операции, с выполнением после подтверждения экипажа.

- Интеллектуальная поддержка реализуется на борту как систематизация вывода информации и автоматизация управления.

В работе рассматриваются вопросы организации интерфейса современных авиационных комплексов, управления режимами боевого применения автоматически:

- Интеграция в интерфейсе информации от различных источников и минимизация информационного потока

- Унификация алгоритмов действий экипажа при решении задач различных типов

- Контроль человеком выполнения режимов боевого применения

Длительный процесс создания авиационной техники и подготовки квалифицированных кадров летного состава предъявляет специфические требования при внедрении интеллектуальной поддержки. Необходимо учитывать принципы и идеологию применения эксплуатируемой авиационной техники, а также опыт и выработанные стереотипы действий лётчиков.

### **Peculiarities of organization of algorithmic and application software on board of perspective aviation complexes**

Obrezkov I.V.

MAI, Moscow

The implementation of the intellectual support is prerequisite for the creation of aircraft of the fifth generation. Intellectual support was designed to overcome information overload, provide aircraft with automatic controlling system, situational awareness of the crew and rapid tactical decisions in a complex combat environment. The structure of intellectual support based on three categories of automatic operations:

- Operations executed without informing the person with control of the external changes in the information-control field.

- Operations executed with alert crew.

- Featured operations, executed after confirmation of the crew.

- Intellectual support is implemented on board as the systematization of information output and control automation.

The paper discusses the issues of organization of the interface of modern aircraft and control of modes of combat application automatically:

- Integration in the interface information from various sources and minimization of information flow.
- Unification of algorithms of crew actions when solving problems of different types
- Human control of modes of combat application

The lengthy process of creating aircraft and training of qualified crew imposes specific requirements for the implementation of intellectual support. It is necessary to consider the principles and ideology of application of operated aircraft, as well as the experience and developed the stereotypes of the actions of the pilots.

**Автоматизация формирования описаний цифровых сигналов  
управления системами «усилитель мощности – электродвигатель»  
на основе правил преобразования**

Бармичева М.А., Пенкин С.С., Чумичев Б.О.  
МАИ, г. Москва

В докладе предлагается подход, основывающийся на применении правил преобразований и позволяющий как автоматизировать получение описаний цифровых сигналов управления в алгебраической форме, в форме таблицы истинности и в виде временных диаграмм, так и упростить их исследование при реализации импульсного управления современными приводными системами «усилитель мощности – электродвигатель». Получены описания и связанные с ними правила преобразований цифровых сигналов, которые соответствуют желаемым направлению и скорости вращения ротора электродвигателя, его текущему положению на основе информации с датчиков Холла, а также равномерной загрузки по току силовых ключей усилителя мощности. Разработаны правила преобразований для диагонального, симметричного, несимметричных, поочерёдного, несимметрично-диагональных, поочерёдно-диагонального, симметрично-несимметричных и симметрично-поочерёдного методов импульсного управления, которые справедливы для обычного двигателя постоянного тока и многофазных вентильных двигателей (бесконтактных двигателей постоянного тока). На базе разработанных правил преобразований получены математические описания в минимальной дизъюнктивной нормальной форме, таблицы истинности и временные диаграммы для всех указанных выше методов импульсного управления при использовании в качестве электродвигателя обычного коллекторного двигателя постоянного тока, двухфазного и трёхфазного вентильных двигателей. Созданы три интерактивные панели, позволяющие исследовать последовательности чередования цифровых сигналов управления при выбранном методе импульсного управления, заданном

направлении вращения ротора и, в случае трёхфазного вентильного двигателя, углового сдвига сигналов о положении ротора. Определено, что во всех методах отсутствуют запрещённые состояния, которые могут вызвать аварийную ситуацию, связанную с протеканием тока короткого замыкания в одной из стоек усилителя мощности. Полученные описания могут быть использованы при моделировании современных робототехнических комплексов на базе приводных систем с цифровым управлением, а также при разработке быстродействующих цифровых алгоритмов на языках описания цифровых устройств с последующей реализацией на программируемых логических интегральных схемах. Автоматизация формирования описаний и разработка интерактивных панелей была выполнена с применением языка Wolfram.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 12-08-1045а.

**Automated synthesis of digital control functions of «power amplifier – electric motor» systems with the use of rule-based programming methods**

Barmicheva M.A., Penkin S.S., Chumichev B.O.

MAI, Moscow

An approach based on rule-based programming is proposed in report. It allows both to automate the synthesis and simplify the analysis of digital control signals when implementing modern drive systems with digital control. The definitions and rules that make system to conform desired direction of rotation, speed, current position based on Hall sensors and equally distributed loads on power switches of phase inverter are obtained. Transformation rules are developed for a set of commonly used phase inverter control algorithms, which are applicable for DC and Brushless DC motors. Based on transformation rules table of states, their analytical expressions and time diagrams are obtained for an arbitrary commutation method for switch elements for a Brush DC motors and Brushless Two-Phase and Three-Phase motors. Three interactive panels, that allow to research a sequence of the digital control signals for an arbitrary commutation method for switch elements, direction of rotation and a shift between the rotor position signals (in the case of a Three-Phase Brushless DC), are built. It is defined for all commutation method for switch elements the lack of prohibited states and transitions that lead to leakage currents. Obtained expressions can be transmitted to modern robotic complexes that include drive systems with digital control for modeling and also can be used for development high-performance digital algorithms written on the digital devices description languages followed by implementation in logical integrated circuits. Automated method for synthesis of expressions and interactive panels development is performed using the Wolfram language.

The research is implemented with the assistance of RFFR grant 12-08-1045a.

### **Автоматизация испытания рулевого привода**

Попельнюк И.А., Гареев А.М., Злобина Ю.П.

СГАУ, г. Самара

Для подготовки высококвалифицированных специалистов необходимо непрерывно поддерживать лабораторную базу на современном техническом уровне. Для решения этой задачи была разработана методика модернизации лабораторно-стендового оборудования по испытанию и регулированию гидравлического привода КАУ-30Б с применением программируемого контроллера реального времени «Compact RIO» под управлением «Lab VIEW real time» компании National Instruments.

Лабораторный стенд имеет свою гидросистему, систему питания электроэнергией, органы управления и средства измерения. При этом обеспечены все возможные виды работ, согласно технологическим картам.

Несмотря на техническую сложность и широкий спектр решаемых задач, при современном уровне развития технологий эффективность применения подобного стенда в учебном процессе неизбежно снижается. Это связано с отсутствием в работе современных автоматизированных средств сбора и обработки информации. Исходя из этого, актуален вопрос модернизации стендового оборудования путём создания программно-аппаратного комплекса управления стендом (КУС).

Программируемый контроллер NI Compact RIO представляет собой многофункциональную встраиваемую систему сбора данных и управления, разработанную для задач, требующих высокой производительности и надёжности измерительных и управляющих систем. Контроллер Compact RIO взаимодействует с персональным компьютером (ПК) через сетевое соединение. Контроллер получает информацию о состоянии гидросистемы, температурного режима и скоростных характеристиках штока гидроусилителя КАУ-30Б и передаёт её на ПК. Полученная информация обрабатывается программой, разработанной в пакете Lab VIEW.

В качестве модуля ввода/вывода информации применён модуль С-серии NI 9205, предназначенный для обработки аналоговой информации в диапазоне напряжений  $\pm 10$  В. Модуль NI 9205 представляет собой 32 канальный (для подключения несимметричных сигналов) / 16 канальный (для подключения дифференциальных сигналов) модуль аналогового ввода.

Управление работой стенда и контроль его технического состояния осуществляется с помощью лицевой панели, содержащая средства измерения, органы управления и контроля, а также область с методическими рекомендациями по выполнению работы.

Разработанная система управления стендом была успешно реализована и исследована в лаборатории ремонта летательных аппаратов и авиационных двигателей СГАУ.

### **Automation of the steering gear tests**

Popelnyuk I.A., Gareev A.M., Zlobina Yu.Z.  
SSAU, Samara

To prepare highly qualified specialists it is necessary to continuously maintain laboratory facilities at the current technical level. To solve this problem, we developed a method of upgrading laboratory stand equipment for testing and control of a hydraulic drive KAU-30B using real-time PLC «Compact RIO» running «Lab VIEW real time» company National Instruments.

Laboratory stand has its own hydraulic system, power supply system, controls and measurement tools. Thus all possible kinds of work within the routing provided.

Despite the technical complexity and the wide range of tasks, at the present level of technology development the effectiveness of application of this stand in the educational process is necessarily reduced. This is due with absence of the modern automated data acquisition and processing in work. Accordingly, the question connected with modernization of the stand equipment by creating hardware-software complex stand control (ASC) is pressing.

Programmable Controller NI Compact RIO is a comprehensive embedded system for data collection and management, designed for applications requiring high performance and reliability of measurement and control systems. Compact RIO controller communicates with a personal computer (PC) through a network connection. The controller receives information about the condition of the hydraulic system, the temperature and velocity characteristics of the stock steering KAU-30B and passes it on your PC. The obtained information is processed by a program developed in the package Lab VIEW.

Module C Series NI 9205 applied as an In/Out module information for processing the analog data in the voltage range of 10 V. The NI 9205 is a 32-channel (to connect single-ended) / 16-channel (to connect differential signals) analog input module.

The operation of the stand and the control of its technical condition realized by using the front panel, includes measuring instruments, measuring

instruments, controlling facilities and the area with methodical recommendation for the implementation of the work.

Designed stand control system has been implemented successfully and studied in the laboratory maintenance of aircraft and aircraft engines SSAU.

### **Система слежения за движущимися объектами в аэропорту**

Попова О.А., Веремеенко К.К.

МАИ, г. Москва

Одной из проблем в современной гражданской авиации является высокая аварийность аэропортового транспорта и воздушных судов на территории аэропорта во время руления. Основным средством решения этой проблемы в настоящее время являются локаторы обзора летного поля. Однако с ростом в последние годы интенсивности потоков воздушных судов через аэропорты, рост их инфраструктуры и увеличение численности аэропортовых транспортных средств приводят к недостаточной эффективности работы обзорных локаторов. Необходимость обеспечения надлежащей пропускной способности аэропортов и безопасности движения по их территории требует применения новых технологий. Одной из них является аэропортовая система слежения за наземным транспортом, объединяющая всю совокупность возможных бортовых и наземных средств слежения, включая и традиционные локаторы обзора.

Основной целью доклада является разработка предложения по организации работ по созданию системы слежения за движущимися объектами в аэропорту, главная функция которой заключается в контроле и управлении воздушными судами и транспортными средствами с целью безопасного и эффективного выполнения своих функций и отдельных маневров на рабочей площади аэропорта. Для выполнения этой функции в систем предусмотрены режимы наблюдения, маршрутизации, управления, контроля и планирования.

На первом этапе разработки необходимо провести общий анализ особенностей задач, возможных измерительных средств и динамики аэропортовых транспортных средств. При этом определяется состав и основные характеристики наземных измерительно-связных средств.

Второй этап разработки связан с обоснованием состава бортовых комплексов навигационных систем различных аэропортовых объектов. На данном этапе предполагается классифицировать и учесть особенности различных аэропортовых транспортных средств: трапы, заправщики, багажные и почтовые службы, аварийные службы, буксиры и регулировщики и др.

Третьим этапом разработки является создание общей структуры системы и структурных схем ее основных блоков, частей, модулей и

связей между ними. Структурные схемы должны полно отображать функционирование системы во всех ее режимах и взаимодействие всех ее частей.

Предполагается, что система будет иметь блочную структуру и открытую архитектуру, что позволит осуществлять поэтапный ввод в эксплуатацию ее компонентов.

Первыми результатами предлагаемой работы должны стать структурные схемы системы слежения за движущимися объектами в аэропорту, алгоритмы ее функционирования, программное обеспечение и отдельные экспериментальные образцы, причем все они должны соответствовать документу ICAO Doc 9830 AN/452 и другим отраслевым нормативам.

### **The tracking system for movement objects at an airport**

Popova O.A., Veremeenko K.K.

MAU, Moscow

One of the problems in modern civil aviation is a high accident rate of airport transport and aircrafts at the airport during taxi operation. Nowadays, the primary way to solve this problem are the locators of the review. However, in the last years, when the intensity of aircraft flows through airports has increased, the growth of their (flows) infrastructure and the increased amount of airport vehicles lead to a lack of the efficiency of surveillance radars. The need to ensure the adequate capacity of airports and safety traffic requires to use new technologies. One of them is the airport tracking system for ground transportation which combines the whole set of possible airborne and ground tracking systems, including the traditional surveillance radars.

The main purpose of the report is the development of proposal for the organization of work to create the tracking system for moving objects at an airport, which function is the control and management of aircrafts and vehicles with the goal of the safety and efficient implementation of its functions and individual maneuvers on Movement area of airport. To perform this function the system has surveillance, routing, guidance, control and planning modes.

In the first stage of the development it is necessary to implement a general analysis of the features of problems, possible measuring tools and airport vehicles dynamic. Thus the composition and properties of ground measuring-connected tools is determined.

The second stage of the development is associated with the description of the composition of the navigation system airborne complexes of different airport objects. On this stage it is supposed to categorize and to consider the

features of different airport vehicles: ladders, tankers, luggage and postal services, emergency services, tugs, regulators and others.

The third stage of the development is the creation of a general structure of the system and structural schemes of its general blocks, parts, modules and connections between them. The structural schemes should completely display the operation of the system in all its modes and the interaction of all its parts.

It is expected that the system will have a block structure and open architecture, it will allow to realize commissioning step by step.

The first result of the proposed work should be block diagrams of the tracking system of movement objects at an airport, the algorithm of its operation, software and some experimental models, and all of them must conform with the document ICAO Doc 9830 AN/452 and other industry standards.

### **Оценка положения лопастей вертолета в реальном времени**

Аникин В.А., Ким Н.В., Прохоров П.Д.

Камов, г. Люберцы; МАИ, г. Москва

Рассматривается двухканальная система измерений положения лопастей вертолета в реальном времени. Данная технология направлена на повышение безопасности эксплуатации вертолетов с соосной схемой и исследования аэродинамических характеристик лопастей.

С целью организации измерений (с требуемой частотой не менее 200 1/сек) была предложена и разработана оригинальная система измерений положения лопастей вертолета в реальном времени, включающая тензометрическую и оптическую системы измерения.

В состав тензометрической системы входят тензодатчики, размещаемые на лопасти. Каждый тензодатчик измеряет относительную деформацию некоторого участка лопасти в связанной с ним системе координат. Тензостанция, принимающая сигналы от тензодатчиков, передает эти данные по радиоканалу на компьютер.

Оптическая система позволяет получать (с помощью закрепленной на вертолете скоростной видеокамеры) изображения лопасти. Линейные отклонения торца лопасти определяются на основе обработки и анализа получаемых изображений.

Были решены следующие задачи, необходимые для корректного распознавания торца лопасти: идентификация лопастей (с помощью контрастной метки, расположенной на поверхности лопасти) и повышение контраста между фоном и объектом (лопастью).

Общее отклонение торца лопасти на основе оценки ее деформаций можно получить с помощью предложенной модели перерасчета. При этом подобная оценка определяется для любого углового положения лопасти. Для оценки коэффициентов модели перерасчета используются



измерения, полученные с помощью оптической системы измерений и соответствующие (по моменту времени) показания тензодатчиков.

Проведенные исследования показали работоспособность и эффективность предложенных технических решений, а также возможность исследования аэроупругих характеристик лопастей вертолёта в реальных условиях функционирования.

### **An evaluation of the helicopter blades in real time**

Anikin V.A., Kim N.V., Prokhorov P.D.

Kamov, Lyubertsy; MAI, Moscow

We consider a two-channel measurement system position of the blades of the helicopter in real time. This technology is aimed at improving the safety of the helicopter with coaxial and study the aerodynamic characteristics of the blades.

With the purpose of the measurements (with the required rate of not less than 200 1/sec) has been proposed and developed the original position measuring system helicopter blades in real time, comprising a strain gauge and optical measurement systems.

The composition of strain gauge system includes strain gauges placed on the blade. Each load cell measures the relative deformation of a portion of the blade in the associated coordinate system. Strain test station, receiving signals from the load cell transmits the data via radio to the computer.

The optical system produces (using a fixed helicopter speed camera) images of the blade. Linear deflection end of the blade are determined based on the processing and analysis of the resulting images.

Were following tasks necessary for correct recognition of the blade end: identification of the blades (using contrasting label, located on the surface of the blade) and increase the contrast between the background and the object (the blade).

The total deviation of the blade end on the basis of its evaluation of the strain can be obtained using the proposed model recalculation. At the same time such an assessment is determined for each angular position of the blade. To evaluate the model coefficients recalculated using the measurements obtained using the optical measuring system and the corresponding (in time) indication of strain gauges.

Studies have shown the effectiveness and efficiency of the proposed technical solutions, as well as the opportunity to study aeroelastic characteristics of the blades of the helicopter in real operating conditions.

## **Облик и методическое обеспечение программно-аппаратного комплекса функционального контроля системы наведения УАР**

Захаров И.В., Решетников Д.А.

МАИ, г. Москва

Отечественными и зарубежными разработчиками УАР уже долгое время ведутся проекты реализации функционального контроля наиболее важных подсистем УАР. Практическая реализация функционального метода контроля системы наведения (СН) УАР возможна на основе программно-аппаратного комплекса (ПАК) и предполагает использование модифицированных процедур контроля, а так же использование дополнительного оборудования, аппаратно не сопрягаемого с типовыми АСК ракет.

Методическое обеспечение модифицированных процедур функционального контроля выполнено в среде LabView и включает в свой состав:

- математическую модель СН УАР как объекта контроля (ОК), с заданными структурой, входами и выходами;
- модели внешних воздействий;
- модели отказов;
- модуль сравнения;
- модуль принятия решений.

Аппаратное обеспечение функционального контроля включает в свой состав:

- аппаратуру электропневмопитания и коммутации;
- стойку РХІ с функцией диспетчера для синхронизации работы аппаратуры ПАК;
- стенд пространственного движения цели;
- стойку РХІ головки самонаведения;
- стойку РХІ автопилота;
- стойку РХІ приводов автопилота.

Методика проведения функционального контроля СН УАР предполагает подачу совокупности команд на ОК для приведения его в работоспособное состояние, формирование требуемого состояния «сквозного» контура СН УАР и подачу на контрольные точки ОК внешних воздействий.

Принятие решения о годности СН УАР осуществляется на основе норм подобия модели СН УАР как ОК и самой СН УАР по несоответствию выходных сигналов при идентичных структуре контура и входных сигналах. При этом, проводится классификация технического состояния датчиков и трактов обработки информации СН в заданных

классах отказов, затем принимается решение об управлении техническим состоянием УАР.

Использование метода функционального контроля СН УАР на основе программно-аппаратного комплекса дает дополнительный точный инструмент в современной СТЭ УАР, расширяющий круг наблюдаемых технических состояний СН УАР и позволяющий оперативно принимать гибкие решения о смене режимов эксплуатации УАР.

### **Look and methodological support hardware-software complex functional control guidance system guided air missiles**

Zakharov I.V., Reshetnikov D.A.

MAI, Moscow

Domestic and foreign developers guided air missiles have long been underway projects implementing the functional control of the most important subsystems. Practical implementation of the functional method of control missile guidance systems can be based on hardware-software complex and involves the use of the modified control procedures, as well as the use of either the additional equipment that is not hardware interfaced with standard control systems missiles.

Methodical maintenance of modified procedures control functions performed in LabView environment and includes in its membership - a mathematical model guidance system as the object of control, with set-governmental structure, inputs and outputs, the model of external influences, failure model, the comparison module, decision module.

Hardware control function includes in its membership:

- Electrical equipment and air supply equipment and switching;
- Rack PXI controller with the function for synchronization hardware and software system;
- Booth space target movement;
- PXI rack homing;
- PXI rack autopilot;
- PXI rack drives the autopilot.
- Methodology for functional control guidance system requires submitting commands to the set of control object to bring it to a usable state, the formation of the desired state "through" loop guidance system and feeding on the control points of the object of control of external influences.

Decide on the date guidance system is based on the rules of similarity model guidance system as the object of control and guidance system of the mismatch on the output signals with identical structure of the circuit and input signals. In this case, classification of the technical state of the sensors and processing paths of information guidance system in a given class of failures,

then a decision is made on the management of the technical condition of the rocket.

Using the method of functional control guidance system based on hardware-software complex provides additional precision instrument in the modern system of technical operation of cancer, and allows you to quickly make flexible decisions about changing the operating mode.

**Методика оценки эффективности авиационного боевого комплекса оперативно тактической авиации в условиях ограничений на расходуемые авиационные средства поражения**

Скрипниченко Ю.С., Филатов И.И.  
ГосНИИАС, г. Москва

Проблема рационального использования имеющихся ресурсов в процессе проведения боевой операции представляется крайне важной, в особенности в настоящее время, характеризующееся достаточно большим количеством неожиданно возникающих локальных конфликтов. В этой ситуации практически невозможно заблаговременно подготовить и сформировать в районе конфликта потребный запас материально-технических средств, необходимый для выполнения всей совокупности задач боевой авиации в конфликте.

Целью работы является разработка методического подхода и модельного аппарата проведения исследований для выработки решений по формированию рационального состава вооружения авиационного комплекса фронтовой авиации в условиях ограничений на запасы средств поражения. Одной из составляющих работы является реализация модели оценки полигонной эффективности.

Данное направление исследований обладает научной новизной и является актуальным в области достижений при создании перспективных образцов авиационной техники. В работе описана система математических моделей выбора рационального состава вооружения и определения боевого потенциала группировки авиационных боевых комплексов для различных условий боевого применения.

**Methodology of assessing the effectiveness of the aviation combat complex operational tactical aviation in conditions of constraints on air attack resources.**

Skripnichenko S.Y., Levkov I.I.  
GosNIAS, Moscow

The problem of rational use of available resources during the conflict is extremely important, especially at this time, at a fairly large number of sudden local conflicts. In this situation, it is almost impossible to prepare in

advance and to form a needful supply of material and technical resources in the area of conflict, which is necessary for performance of the entire set of combat aviation in the conflict.

The purpose of paper is to develop a methodical approach and a models for research of development solutions in the formation of rational composition of weapons of aviation complex tactical aviation in terms of restrictions on the stocks of arms. One of the components of the paper is the implementation of model for evaluating the strike effectiveness for ground targets.

This line of research has scientific novelty and is relevant in the field of achievements in creating prospective aircrafts. The paper describes a system of mathematical models of rational selection of weapons and determining combat potential of alignments of aviation combat complex for various conditions of combat use.

### **Многоцелевой автономный малый беспилотный летательный аппарат**

Стойка Е.В., Кириенко П.С., Кроль А.В.  
Zubax Robotics, г. Москва

В настоящее время широкую популярность приобретают малые беспилотные летательные аппараты (МБПЛА) в различных прикладных задачах от аэрофотосъёмки до грузоперевозок. Безопасное применение современных МБПЛА требует высокой квалификации оператора. Из-за того, что потребителями МБПЛА являются конечные пользователи, которых в большинстве случаев интересует лишь максимально эффективное решение конкретной прикладной задачи, необходимая безопасность эксплуатации не обеспечивается. Кроме того, стоимость рабочего времени квалифицированного оператора ограничивает множество задач, где использование МБПЛА показало бы экономическую эффективность.

Ключевые отличия нашего подхода от используемых в индустрии следующие:

- Использование компьютерного зрения для автономного числения позиции, скорости и ориентации МБПЛА. Это обеспечивает надёжную локализацию даже при полной недоступности СНС.
- Использование компьютерного зрения для построения модели окружающего пространства. Это даёт возможность системе управления безопасно пилотировать МБПЛА в сложных условиях без участия человека-оператора.
- Алгоритм комплексирования показаний различных сенсоров, способный корректно определять позицию, скорость и ориентацию БПЛА даже при недоступности измерений СНС и магнитного компаса.

Тестовые испытания подтвердили высокую живучесть и точность навигации, основанной на разработанном алгоритме комплексирования, даже в условиях частичного или полного отсутствия данных СНС и магнитного компаса.

Следующие наши шаги включают в себя разработку системы полностью автоматического и безопасного пилотирования МБПЛА в сложных условиях без участия человека-оператора на основе алгоритмов поиска пути VFH+ и A\* по известной трёхмерной модели окружающего пространства.

### **Multi-purpose small autonomous aerial vehicle**

Stoyka E.V., Kirienko P.S., Krol A.V.

Zubax Robotics, Moscow

Small unmanned aerial vehicles are becoming increasingly popular today in various applications like aerial imaging or last-mile delivery. Safe operation of a modern UAV requires a highly skilled human operator. In today's market, the primary concern of a typical UAV user is the cost efficiency in the context of a specific application, whereas safety of the operation rarely gets the same degree of care. Also, the need to hire a highly skilled operator often limits the set of applications where UAV use would be financially feasible.

Our approach features the following differences from the state-of-the-art:

- We use computer vision for autonomous reckoning of position, speed and attitude of the UAV. This ensures reliable localization even if the GNSS data are not available.
- We use computer vision to construct a 3D model of the environment around the UAV. This enables the UAV to safely navigate in cluttered environments without intervention of the human operator.
- We developed an estimator that reliably estimates the position, speed and the orientation of the UAV even if the GNSS data and compass measurements are not available.

Experimental results show that the developed estimation algorithm features high reliability and precision even when the GNSS data and compass measurements are not available.

Our next goal is to develop a fully automatic path planning system (based on the algorithms VFH+ and A\*) that should be able to safely fly the UAV in highly cluttered environments without human intervention.

**Формирование облика пускового устройства для обеспечения  
активного старта изделий класса «воздух-воздух», малой дальности,  
из внутренних отсеков перспективных самолетов носителей**

Третьяков С.О.  
МАИ, г. Москва

Целью настоящей работы является создание методики, включающей в себя алгоритмы, рекомендации и подходы, позволяющие определить облик и основные проектные параметры перспективной пусковой установки (ППУ). Это необходимо для сокращения сроков проведения НИОКР и затрат при проектировании подобных систем.

Существующие типы установок, стоящие на вооружении отечественных ВВС вполне удовлетворяют требованиям, предъявляемым к авиационным комплексам (АК) четвертого поколения.

Современные реалии предъявляют новые требования к АК. В XXI веке на смену четвертому поколению приходит авиационная техника (АТ) пятого поколения, появляется новая концепция, новые требования. Соответственно предъявляются новые требования, а существующие образцы, в лучшем случае, частично им отвечают.

**Shaping the image of the starting device to ensure the active  
start products class “air-air”, a short-range, from the inner compartment  
advanced aircraft carriers**

Tretyakov S.O.  
MAI, Moscow

The purpose of this dissertation is to provide a methodology that includes algorithms, recommendations and approaches to determine the shape and basic design parameters of a promising start-up unit (PSU). It is necessary for the shortening the costs of Scientific research in the design of such systems.

Existing types of facilities were armed with Russian Air Force fully satisfy the requirements of the aviation complex (AC), the fourth generation.

Modern realities are placing new demands on the AC. In the XXI century to replace the fourth generation comes aviation technology (AT) of the fifth generation, there is a new concept, the new requirements. Accordingly, the new requirements, and the existing ones in the best case, they partially responsible.

## **Методология количественной оценки технического состояния подсистем УАСП на основе комбинированного контроля**

Захаров И.В., Трубников А.А.

МАИ, г. Москва

Основная операция контроля технического состояния (ТС) УАСП – определение принадлежности текущих значений параметров подсистем УАСП норме (допуску). При этом норма является основным способом представления ТС подсистем УАСП в алгоритмах контроля типовых АСК по 2-х альтернативной схеме «годен-не годен».

В настоящее время основным способом задания норм на контролируемые параметры является система линейно-независимых допусков (ЛНД), когда область работоспособности УАСП  $\Omega(X)$  аппроксимируется простейшими прямоугольными областями в пространстве параметров.

В существующих алгоритмах параметрического контроля по ЛНД не оцениваются количественно функциональные свойства конкретного УАСП в целом. Это не позволяет определять возможный эффект от их применения в различных условиях боевого применения и, тем самым, провести классификацию технического состояния парка УАСП для более гибкого управления их техническим состоянием в течение их жизненного цикла.

При оценке работоспособности УАСП по показателю качества (ПК) или по совокупности ПК круг наблюдаемых ТС значительно расширяется и позволяет ввести оценку ТС по многоальтернативной схеме «годен-ограничено годен-не годен». Кроме того, значительно снижается размерность задачи контроля, поскольку отпадает необходимость решения разработчиком сложной задачи по определению формального правила контроля, выраженного в назначении допусков на каждый параметр УАСП. Это играет все более решающее значение при дальнейшем увеличении количества КП перспективных УАСП.

При принятии решения о годности УАСП по ПК параметрический контроль по ЛНД будет являться частным случаем контроля, так как ПК будет определяться по измеренным значениям параметров с применением существующих алгоритмов.

При этом, для контроля параметров части подсистем, не включающих параметры точности функционирования, могут использоваться существующие алгоритмы контроля (в том числе и по ЛНД), что допускает комбинированный подход к оценке ТС УАСП, основанный на сочетании существующих алгоритмов параметрического контроля по линейным независимым допускам с контролем УАСП по показателю качества.



Такой подход позволяет рационально сочетать основные достоинства названных методов при взаимной компенсации их недостатков. При этом, сохраняется возможность локализации отказов подсистем УАСП. Использование ПК для оценки технического состояния УАСП позволит осуществлять более гибкое управление техническим состоянием УАСП, а также повысить достоверность контроля УАСП.

**Methodology for quantitative evaluation of the technical state of the subsystems guided missiles based on the combined control**

Zakharov I.V., Trubnikov A.A.  
MAI, Moscow

Basic operation control of technical condition of guided missiles - Definition accessories current settings subsystems norm (tolerance). The norm is the main way to represent the technical state of the subsystems of missiles in the control algorithm of model control systems on two alternative scheme "go no-go."

Currently, the main way of setting standards on the controlled parameters is a linearly independent system of tolerances, when the area of efficiency rocket  $\Omega(X)$  is approximated by a simple rectangular regions in the parameter space.

Existing algorithms for parametric control over linearly independent tolerances are not evaluated quantitatively the functional properties of the particular rocket in general. It is not possible to determine the possible effect of its application in various conditions of combat use and thus to classify the technical state park missiles for more flexible management of their technical condition during their life cycle.

In assessing the performance of missiles in terms of quality, the range of observed technical states greatly expanded and make it possible-one to enter on the assessment of the technical state of multialternative scheme "fit - restricted go - no-go." In addition, significantly reduces the dimension of the problem of control, as there is no need to address the complex task of the developer to determine the formal rules for the control, expressed in the appointment of tolerances for each parameter of the rocket. It plays a crucial role in the further increase in the number of controlled parameters promising missiles.

When deciding on the validity of missiles in terms of quality control on parametric linear-independent tolerances will be a special case of the control, as the Quality Score will be determined from the measured values of parameters using existing algorithms.

At the same time, to control the parameters of the subsystems, including parameters not exactly functioning, can use existing control algorithms (including on the linearly independent tolerances) that allows a combined

approach to the evaluation of the technical state of the missiles, based on a combination of existing algorithms for parametric control over linear independence allowed the control of missiles in terms of quality.

This approach allows to efficiently combine the main advantages of these methods in the mutual compensation of their shortcomings. Thus, there remains the possibility of localizing failures subsystems missiles. Using a quality indicator for the evaluation of the technical state of the missiles will allow a more flexible management of the technical condition of the missiles, as well as improve the accuracy of the control of missiles.

### **Построение электромеханического силового минипривода самолета из унифицированных модулей**

Самсонович С.Л., Степанов В.С., Фурс Е.В.  
МАИ, г. Москва

Суть разработки привода из унифицированных модулей заключается в создании электромеханического силового минипривода с возможностью его применения в системах различного назначения. Решение данной конструкторской задачи возлагается на модульность исполнения, иными словами, осуществляется поэлементная сборка привода из предлагаемого ряда составных элементов. В зависимости от компоновки можно получить требуемые характеристики привода: необходимые значения выходных моментов и коэффициент передачи редуктора.

Данный привод можно условно разделить на четыре модуля: блок из одного или нескольких бескорпусных электродвигателей, электромагнитная соединительная муфта, блок элементов промежуточного редуктора и блок выходного каскада. Каждый модуль представляет собой либо отдельный элемент конструкции, либо набор однородных по назначению, но различных по техническим характеристикам элементы.

Первый модуль представляет собой бескорпусной высокомоментный электродвигатель или набор из нескольких таких электродвигателей, объединенных одним общим выходным валом, каждый набор со своим датчиком положения ротора.

Второй модуль представляет собой электромагнитную муфту, обеспечивающую коммутацию модулей с возможностью разрыва связи между блоком электродвигателя(ей) и блоком редуктора, если требуется.

Третий модуль – блок промежуточного редуктора. Очевидно, он представляет собой набор передач, соединенных между собой в единый блок, осуществляя при этом передачу вращающего момента от первого модуля электродвигателя(ей) с требуемым передаточным отношением.

Для простоты конструкции, плавности и надежности работы, в качестве набора передач было принято решение использовать волновую передачу с телами качения. В зависимости от параметров волновой передачи: числа рядов тел качения и конструктивного исполнения, каждый такой элемент обладает индивидуальными параметрами. Собирая их вместе, можно получить требуемые параметры редуктора.

Четвертый модуль представляет собой выходную ступень редуктора с датчиком положения выходного звена. В зависимости от того, где будет использоваться данный привод, на выходе можно получить как вращательное, так и поступательное движение.

В результате, на основании технического задания к проекту, можно собрать соответствующий электромеханический силовой минипривод. Данный вид привода значительно упрощает и удешевляет процесс разработок, а также сокращает расходы на эксплуатацию и ремонт механизмов с данными приводами.

### **The construction of the electro mechanical power drive mini aircraft from unified modules**

Samsonovich S.L., Stepanov V.S., Furs E.V.  
MAI, Moscow

The essence of development actuators from unified modules is to create an electromechanical power minidrive to implement it in systems for different purposes. The solution of this problem is in modular design. In other words, it is an assembly from several unified components, which were designed before. Depending on the layout, you can get the desired specifications of the drive: the required torque values and the gear ratio of the gearbox.

This drive can be divided into four modules: a block of one (or more than one) frameless motor, electromagnetic clutch, the elements of the intermediate gear unit and the output stage. Each module is a separate structural element, or a set elements with uniform purpose, but different technical characteristics.

The first module is an frameless high-torque motor or a set of such motors linked by output shaft. Each set has its own rotor position sensor.

The second module is an electromagnetic clutch that allows to switch modules with the ability to break the bond between the power of the electric motor(s) and the gear unit, if required.

The third module is an intermediate gear block. Obviously, it is a set of gears linked together to promote the torque transfer from the first motor unit (s) with the desired gear ratio. For ease of construction, smoothness and reliability, as a set of gears, it was decided to use the wave transmission with the rolling elements. Depending on the parameters of the wave transmission: the number of rows of rolling elements and a design, each element has

individual settings. Gathering them together, you can get the required parameters of the gearbox.

The fourth module is an output gear stage position sensor. Depending on where the active actuator is used, the output may be obtained as the rotational and translational movement.

As a result, it may be developed required electromechanical power minidrive for any purpose. This type of actuator simplifies and reduces the cost of the development process, as well as reduces the cost of maintenance and repair mechanisms with these actuators.

### **Стенд имитационного моделирования пилотажно-навигационного комплекса**

Федотов В.Л.  
МАИ, г. Москва

Современная авионика отличается многообразием бортовых систем и датчиков, средств их сопряжения и совместной обработки информации. В связи с этим стоит актуальная задача рационального выбора состава и структуры бортовых комплексов, тестирования разработанного программного обеспечения на этапе наземной отработки комплексов до проведения дорогостоящих и рискованных летных испытаний. С этой целью для проведения наземных испытаний комплексов создают полунатурные стенды, которые способны программно и аппаратно воспроизводить работу оборудования, которое может войти в комплекс, а также обеспечивают имитацию траекторного движения воздушного судна (ВС) на всех этапах полёта. Такой подход дает возможность отработать основные режимы работы оборудования в стационарных условиях специализированной лаборатории.

В работе предложена концепция построения стенда имитационного моделирования пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) дальнемагистрального самолета. Предложен состав ПНК, соответствующий особенностям решаемых ВС задач и его динамике. Выбор состава ПНК определяет аппаратную часть стенда и влияет на его программный комплекс в части математических моделей систем и датчиков, которые, в свою очередь, зависят от динамики объекта, определяемой моделью ВС. Разработана структура стенда, соответствующая предлагаемому составу ПНК.

Проведено обоснование аппаратного состава стенда на основании предложенных состава и структуры ПНК. Аппаратный состав может включать в себя имитаторы систем, датчиков, рулевого привода и другого бортового оборудования, взаимодействующие с программным комплексом (ПК) - моделью объекта, моделью атмосферы и пр.

Общий облик стенда создавался согласно требованиям, обеспечивающим необходимые эргономические условия работы оператора стенда, удовлетворяющим требованиям по технической эстетике.

Разрабатываемый полунатурный стенд позволит не только работать с ПНК самолета в статическом режиме с полной или частичной имитацией оборудования, но и динамическом режиме с полной имитацией оборудования, также провести часть наземных испытаний, необходимых при создании ПНК.

### **Simulation stand for flight and navigation equipment**

Fedotov V.L.

MAI, Moscow

Modern avionics include multitude of airborne systems and sensors, ways of combining them and information they provide. In connection with this problem of rational selection of composition and structure of airborne systems becomes urgent, just as testing software of avionics systems on the ground before conducting costly and risky flight trials. Stands representing scaled-down versions of airborne systems or complexes provide means to conduct tests at the ground stage of trials, they are capable of reproducing behavior of all equipment that can be used in airborne systems on software or hardware levels, plus they enable simulation of fly by path aircraft movement. This approach provides means to complete testing of equipment basic operation modes in conditions of specialized laboratory.

This paper suggests concept of building a simulation stand for flight and navigation equipment (FNE) for a long-range airplane, composition for FNE suitable for particular tasks and dynamics of aircraft. Selected composition of FNE defines its hardware and affects software in relation to mathematical models of airborne systems and sensors which must correlate to the dynamics of the object which, in turn, are defined by the type of aircraft. Developed stand structuring accordance with suggested FNE composition.

Selection of composition of hardware of the stand has been justified on the basis of composition and structure of FNE. Stand hardware consist of simulators of the systems, sensors, steering gear and other equipment all of which interact with software such as model of the object, atmosphere model, etc.

The overall look of the stand was created in accordance with the requirements for the necessary ergonomic for personnel, technical aesthetics.

Suggested stand will not only enable testing of FNE in static and dynamic modes with complete or partial imitation of avionics but also will allow to conduct part of ground stage trials required for creating such systems.

## **7. Экономические проблемы аэрокосмического комплекса**

### **7. Economic Problems of the Aerospace Complex**

#### **Перспективы и оценка эффективности использования ветроэнергетических систем в наземной инфраструктуре аэрокосмического комплекса России**

Абрамова Т.С.  
МАИ, г. Москва

Во всем мире сейчас наблюдается рост использования альтернативных систем энергоснабжения, основанных на использовании возобновляемых источников энергии, в частности, энергии ветра. Можно выделить два основных направления их использования:

- Как дополнение к традиционным системам. Вся вырабатываемая альтернативная энергия поступает в существующие сети электроснабжения коллективного пользования.
- Как автономные системы энергоснабжения (АСЭС), называемые также малыми, или изолированными. Энергия, вырабатываемая АСЭС, используется в качестве единственного источника энергии для удовлетворения нужд индивидуальных потребителей или объектов инфраструктуры, находящихся в удаленных районах и не имеющих доступа к централизованной системе подачи электроэнергии.

В качестве объектов, использующих энергию ветра, могут выступать космодромы, аэропорты, контрольно-измерительные пункты, центры обработки информации и другие объекты наземной инфраструктуры аэрокосмического комплекса.

Так, на территории некоторых аэропортов (США, Великобритания, Израиль и др.) уже реализуются проекты по использованию энергии, полученной с помощью ветроустановок. Стоит отметить, что российскими учеными и экспертами отмечается целесообразность реализации подобных проектов на территории нашей страны благодаря имеющимся ветровым ресурсам, особенно в районах морских побережий, а также на юге европейской части России.

Однако, при оценке эффективности использования ветроэнергетических систем часто учитываются только их статические характеристики (среднегодовые значения скорости ветра в регионе, распределения вероятностей значений). Ветер же является коррелированным во времени случайным процессом, статистические характеристики которого существенно зависят от климатических

условий в месте размещения системы энергоснабжения, вследствие чего необходимо учитывать и его динамические свойства.

Целью работы является анализ эффективности ветроэнергетических систем в регионах с высокой концентрацией аэрокосмической инфраструктуры путем имитационного моделирования функционирования таких систем с учетом скорости ветра как сложного случайного процесса. Разработанные математические модели позволяют получать более точные результаты, наиболее приближенные к реальным условиям эксплуатации рассматриваемых систем.

**Prospects and estimation the efficiency of use of Wind Energy  
Generating System in the terrestrial infrastructure of the aerospace  
complex of Russia**

Abramova T.S.

MAI, Moscow

Around the world increase of use of the alternative energy supply systems based on the use of renewable energy sources, in particular wind energy, is now observed. There are two main directions for their use:

- As addition to conventional systems. All the generated alternative energy is dispatched to the existing multi-consumer power supply grid.
- As the stand-alone power supply system, also known as small or isolated. The energy generated by stand-alone power supply system is used as the only source of energy to meet the needs of individual consumers or objects of infrastructure in remote areas and without access to the centralized power supply of electricity.

The spaceports, airports, control and measuring points, data processing centers and other objects of infrastructure of an aerospace complex can act as objects, using wind energy.

So, in the territory of some airports (USA, UK, Israel, etc.) already implemented projects of the use of energy generated by wind turbines.

It should be noted that Russian scientists and experts note expediency of implementation of such projects in the territory of our country thanks to the available wind resources, particularly in areas of sea coasts, as well as in the south of the European part of Russia.

However, at an estimation of efficiency of use of wind energy generating system only their static characteristics are often considered (average annual values of speed of a wind in the region, distributions of probabilities of values). The wind is time-correlated random process, the statistical characteristics of which are substantially dependent on the climatic conditions at the location of the power supply system, therefore it is necessary to take into account its dynamic properties.

The aim of this work is the analysis of efficiency of wind power systems in regions with a high concentration of aerospace infrastructure by simulation of the functioning of such systems, taking into account the wind speed as a complex random process. The developed mathematical models allow to receive more exact results, the most approximate to the real operating conditions of the considered systems.

### **Импортозамещение в авиационной промышленности – залог успешного развития отрасли**

Артюшик В.Д.  
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является определение развития основных путей развития авиационной промышленности в свете государственной стратегии на импортозамещение и обеспечение её поступательного развития.

В данной работе концепция на импортозамещение будет рассматриваться по следующим пунктам:

- Государственная стратегия на импортозамещение в авиационной промышленности. Сложная обстановка основного партнёра РФ по реализации совместных авиационных проектов (Украины) в совокупности с международными санкциями диктует необходимость интенсификации усилий российских производителей для обеспечения импортозамещения.
- Импортозамещение для обеспечения транспортной безопасности страны. Учитывая огромные транспортные плечи России, трудно переоценить значение авиаперевозок в нашей стране для своевременной доставки товаров, людей и услуг.
- Готовность российских предприятий обеспечить авиационную промышленность взамен импортных комплектующих в ближайшем будущем. Большинство авиационных предприятий выразили готовность наладить производство отечественных деталей взамен импортных и в ближайшем будущем полностью решить эту проблему.
- Пути обеспечения эффективно действующего сектора исследований в модернизации авиационной промышленности и как следствие – решение проблемы импортозамещения. Правительство РФ разработало стратегию и комплекс конкретных мероприятий для развития науки и скорейшего внедрения передовых технологий в нашей авиационной промышленности.
- Заключение о необходимости импортозамещения для успешного развития авиационной промышленности, подъема российской экономики в целом и обеспечения обороноспособности страны. В условиях нынешней геополитической обстановки и желания



США сохранить свои лидирующие позиции в мире путём давления на своих союзников и стремления всячески ослабить Россию, импортозамещение является не только и не столько проблемой замедления экономического роста, сколько вопросом экономического выживания, сохранения целостности и политической независимости нашей страны. Импортозамещение в авиационной промышленности играет здесь не последнюю роль, учитывая, в том числе и необходимость обеспечения обороноспособности нашей страны.

### **Import substitution in the aviation sector is the key to successful development of the industry**

Artyushchik V.D.

MAI, Moscow

The aim of this work is to determine the development of the main ways of development of the aviation industry in the light of the state strategy of import substitution and ensuring its sustainable development.

In this paper, the concept of import substitution will be considered on the following items:

- State strategy of import substitution in the aviation industry. The difficult situation of the main partner of the Russian Federation on the implementation of joint aviation projects (Ukraine) in conjunction with the international sanctions dictated by the need to intensify efforts to ensure the Russian producers of import substitution.
- Import substitution for transport security. Given the huge haul of Russia, it is difficult to overestimate the importance of air transport in our country for the timely delivery of goods, people and services.
- The readiness of Russian companies to provide the aviation industry by necessary parts in the near future. The most of aviation companies have expressed their readiness to establish domestic production of parts to replace imports in the near future to solve this problem.
- Ways of ensuring a well-functioning research sector in the modernization of the aviation industry and as a consequence - the problem of import substitution. The Russian government has developed a strategy and some concrete measures for the development of science and the early introduction of advanced technologies in our aviation industry.
- Conclusion of the need to import for the successful development of the aviation industry, the rise of the Russian economy in general and the country's defense. In the current geopolitical situation and wishes of the United States to maintain its leading position in the world by pressure on its allies and the desire in every possible way to weak Russia, import substitution is not only and not so much the problem of the economic slowdown, but rather a matter of economic survival to preserve the integrity

and political independence of our country. Import substitution in the aviation industry plays an important role including the need to ensure the defense of our country.

### **Повышение качества экологического обучения в технических университетах**

Афонина О.А., Дайнов М.И.

МАИ, г. Москва

Экологические проблемы стали неизбежными спутниками, современной цивилизации, причем большое и постоянное негативное воздействие на окружающую среду оказывает аэрокосмическая техника. Поэтому для формирования нового устойчивого экологического мировоззрения у студентов необходимо непрерывное экологическое образование и воспитание. О новом мышлении указывалось еще в резолюциях Генеральной Ассамблеи ООН и ЮНЕСКО в 1968 году, затем на конференции ООН в Рио-де-Жанейро (1992 г.), где руководителями 179 стран была подписана Программа действий «Повестка дня на XXI век» об устойчивом развитии и защите окружающей среды, в том числе концепции, касающейся образования и воспитания.

В принятом в 2002 году Федеральном законе «Об охране окружающей среды» в главе XIII «Основы формирования экологической культуры» определены требования к экологическому образованию и воспитанию, особые требования к экологической подготовке будущих руководителей и специалистов в области охраны окружающей среды. Для решения проблемы экологической подготовки инженеров во все учебные планы технических вузов введена дисциплина «Экология». Указанная дисциплина относится к группе естественно - научных, как дисциплина, изучающая общие законы функционирования экологических систем на различных иерархических уровнях.

В условиях создания аэрокосмической техники этого явно недостаточно, нужны более глубокие знания для выполнения международных экологических требований. Поэтому следует включить в учебные планы такие дисциплины как «Экономика природопользования», изучающая вопросы экономической оценки природных ресурсов и оценки ущербов от загрязнения окружающей среды, особенно при производстве и эксплуатации аэрокосмической техники, «Экологический аудит», который необходим для проверки и оценки вредных воздействий техники на окружающую среду, их соответствия требованиям международного и российского законодательства, «Экологический мониторинг» - наблюдение за изменениями состояния объектов окружающей среды и явлениями в

экосистемах, прогнозирование ситуаций в биосфере при производстве и эксплуатации аэрокосмической техники, а также такую дисциплину как «Экологическая экспертиза», которая проводится в целях установления соответствия планируемой деятельности предприятия промышленности требованиям в области охраны окружающей среды.

В учебной нагрузке технических университетов следует считать целесообразным предусмотреть часы под вышеперечисленные дисциплины.

### **Improving the quality of environmental education in technical universities**

Afonina O.A., Dainov M.I.  
MAI, Moscow

Environmental problems have become inevitable companions of modern civilization, and a large and permanent negative effects on the environment to be ordered approx aerospace engineering. Therefore, for the formation of a new sustainable ecological worldview students need continuous ecological education About the new thinking was pointed out in the resolutions of the UN General Assembly and UNESCO in 1968, and then at the UN conference in Rio de Janeiro (1992), where managers and 179 countries had signed the Programme of Action, "An Agenda for the XXI Century "on sustainable development and environmental protection, including the concept of related education and training.

In the 2002 Federal Law "On Environmental Protection" in chapter XIII "On the Fundamentals of Ecological Culture" defines requirements for environmental education and training, specific requirements for environmental training of future managers and specialists in the field of environmental protection. To solve the problem of environmental training of engineers in all curricula of technical universities introduced discipline "Ecology". Said discipline belongs to the natural - science as a discipline that studies the general laws of the functioning of ecological systems at various hierarchical levels.

In the context of the creation of aerospace engineering this is not enough, we need more knowledge to meet international environmental requirements. Therefore should be included in the curricula of such subjects as "Economy and Single of nature", which studies the issues of economic valuation of natural resources and in assessing damages caused by environmental pollution, especially in the production and operation of aerospace those hniki, "Environmental Audit", which is necessary to test and evaluate the harmful effects of technology on the environment, their compliance with international and domestic law, "Environmental monitoring" - monitoring changes in the state of the environment and phenomena in ecosystems, prediction of the

biosphere is, in the production and operation of aerospace engineering, as well as a discipline as "Environmental impact assessment", which is carried out in order to establish the compliance of the planned activities of the enterprise industry requirements in the field of environmental protection. Should be considered advisable to provide hours under the above discipline.

### **О реструктуризации авиастроительного предприятия на примере обособленного структурного подразделения литейного производства**

Денисенко Ю.П., Мозговой В.М., Бердиев О.Ш.

ААК «Прогресс», г. Арсеньев

Одним из направлений перестройки промпредприятий является выделение ОСП (обособленных структурных подразделений) и ЦФО (центров финансовой ответственности). На ОАО ААК «Прогресс» было решено создать ЦФО в литейном производстве, при нанесении покрытий (гальваника, анодировка и т.п.), а также окрасочно-доводочных работ изделий, причём выделение начать с литейного производства [1], в том числе для родственных предприятий холдинга «Вертолёт России», поскольку на предприятии всегда уделялось первостепенное внимание внедрению инновационных разработок для снижения КИМ (коэффициент использования материала), в повышение качества заготовок из чёрных и цветных металлов и сокращения припусков для механообработки с повышением производительности труда. Ранее это было проведение работ как внедрение техпроцесса литья выжиманием тонкостенных крупногабаритных корпусных и панельных отливок из цветных сплавов [2] и получение крупногабаритных титановых заготовок.

Для реализации мероприятия потребовалось произвести реорганизацию службы главного металлурга, перепланировать и дооснастить исследовательско-лабораторный комплекс и производственные участки современным оборудованием, применять ЛИН-икайзен-технологии в рамках Президентской программы по теме «Методика внедрения инструментов Бережливого производства на машиностроительных предприятиях».

Так, например, для изготовления моделей применяется аппарат быстрого прототипирования (3D принтер) FDM-400mc/FDM-900mc, позволяет снизить затраты времени почти в три раза. Для прямого цифрового послойного изготовления песчано-полимерных форм и стержней сложной геометрии применяется производственно-технологический комплекс S-max непосредственно по САД-данным, позволяющий повысить значение КИМ на 15%. Сокращению времени контроля, повышению показателей качества и своевременному обнаружению скрытых дефектов способствует аппаратура цифровой

радиографии «Фосфоматик-35», рентгенотелевизионный  
томографический комплекс СТ-850XCSF.

Литература:

1. Приказ генерального директора ОАО «Вертолётъ России» от 30.06.2014г. №58-7К.

2. Теоретические основы литья выжиманием тонкостенных панелей для БПЛА / Ю.Ф. Огнев, О.Ш. Бердиев, Ю.П. Денисенко // Мат-лы студ. научно-пр. конф. филиала ДВФУ в г. Арсеньеве, Арсеньев, 25.04.2013 г./ под общ. ред. Ю.Ф. Огнева. – Владивосток : Издательский дом Дальневосточного федерального ун-та, 2013.- с. 266-284.

### **About a restructuring of an aircraft manufacturing enterprise following the example of the isolated structural division of Foundry**

Denisenko Yu.P., Mozgovoy V.M., Berdiyev O.Sh.

Progress, Arsenyev

One of the directions of reorganization of industrial enterprises is the allocation of ISD (the isolated structural divisions) and CFR (centers of financial responsibility). At JSC AAC Progress it was decided to create the CFR in Foundry, during the coating (electroplating, anodizing, etc.), also during painting and honing works of products. And what is more, to begin the allocation with the Foundry [1], including the related enterprises of Helicopters of Russia Holding. At that enterprise the paramount attention was always paid to implementation of innovative development for dropping in UMF (utilization of material factor), for improving the quality of ferrous and non-ferrous metal blanks and reducing of machining allowances to increase labor productivity. Earlier it was work as introduction of technical process of molding squeezing of thin-walled large-size case and panel castings from color alloys [2] and receiving large-size titanic blanks.

To realize activities it was required to reorganize the Service of Chief Metallurgist, to replan and add modern equipment to research and laboratory complex and production sector, to apply LEAN- and KAISEN-technology within the Presidential program on the subject "Methods of Introduction of Economical Production at Machine-building Enterprises".

Thus, for example, to produce models the rapid prototyping device (the 3D printer) FDM-400mc FDM-900mc is used, it allows reducing the amount of time nearly three times. For direct digital manufacturing of sand-layer-by-layer polymeric moulds and cores of complex geometry the production and technological S-max complex directly according to CAD-data, which allows increasing the value of KIM for 15% is applied. The digital radiography equipment "Fosfomatic-35", the X-ray television tomographic CT-850XCSF complex are promoted reducing the checking time, increasing the indicators of quality and timely detecting the latent defects.

#### Literature:

1. The order of CEO of OJSC VertolyotyRossii (Helicopters of Russia) from 30.06.2014. No. 58-7K.

2. Theoretical bases of molding by squeezing of thin-walled panels for UAV / Yu.F. Ognev, O. Sh. Berdiyev, Yu.P. Denisenko//The materials of students' research & practical conference at Arsenyev's branch of FEFU, Arsenyev, 25.04.2013 / under a general edition of Yu.F. Ognev. – Vladivostok: Publishing house Far Eastern Federal University, 2013. - page 266-284.

### **Использование мобильных технологий для решения бизнес-задач в области пассажирских авиаперевозок**

Блюменталь С.В., Блюменталь Я.В.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день Россия является страной с наибольшим количеством интернет-пользователей в Европе (по рейтингу аналитической компании ComScore). В этих условиях новые каналы передачи информации могут стать серьезным инструментом для увеличения продаж и оптимизации бизнес-процессов на предприятии. Авиаперевозки – именно та сфера, в которой, зачастую, необходимо четко контролировать использование сотрудниками рабочего времени, качество выполняемых ими работ, оперативно получать информацию, видеть общую картину происходящего на подконтрольном участке, отделе, службе, предприятии. При этом важно обеспечить именно мобильность сервисов. Основные преимущества работы с мобильными устройствами:

- широкая распространенность устройств;
- высокая технологичность устройств;
- мобильность и автономность работы.

Мобильные устройства можно применять в оптимизации различных бизнес-процессов, но необходимо знать их возможности для максимально эффективного использования. Такие крупные авиакомпании, как S7, «Аэрофлот» и Delta Airlines уже поделились своим опытом внедрения мобильных технологий.

Авиакомпания Delta Airlines вооружила всех своих стюардесс смартфонами на базе WindowsPhone, которые помогают им получать необходимую информацию в течение полета и совершать продажи на борту. Судя по тому, что Delta Airlines использует мобильные приложения не первый год и уже успела сменить поколение устройств, результаты такой работы их вполне устраивают, более того, компания занимается разработкой мобильных сервисов для пилотов.

Авиакомпания «Аэрофлот» разработала набор приложений под самые популярные операционные системы на смартфонах. Они созданы для клиента и являются интерфейсом для онлайн-сервисов, предоставляемых компанией. Так через приложение клиент может управлять бонусной программой, получать специальные предложения, бронировать и покупать билеты, бронировать гостиницы и арендовать автомобили.

Авиакомпания S7 в августе 2014 завершила разработку приложения, которое оптимизирует работу региональных менеджеров агентской сети.

Анализ этого опыта показывает, что в гражданской авиации мобильные приложения могут внедряться как для осуществления продаж и общения с клиентом, так и для оптимизации бизнес-процессов. На данный момент развитие мобильных технологий в сфере авиаперевозок только начинается, но все, кто вкладывает силы в разработку такого рода решений, как правило, получают положительные результаты.

### **Mobile technologies usage for business case solving in passenger air travelling**

Blumenthal S.V., Blumenthal Y.V.  
MAI, Moscow

Today Russia has the largest number of Internet users among all European countries (according to a rating by ComScore analytical company). Given that, new channels of data transmission can become a powerful tool for sales increasing and optimizing processes in an enterprise. What's really important here is the mobility of services. Air travelling is the very field where one should often have a tight control over spending of the working time by employees, the quality of their work, quickly get an up-to-date report on the state of affairs, have a good understanding of what's happening in the given department, service, company and so on. Main benefits of dealing with mobile technologies are:

- higher popularity of the devices;
- higher manufacturability of the devices;
- mobility and autonomy of business.

Mobile devices can be used for solving different business problems but it's really important to know their capabilities for maximum efficiency. Some large companies like S7, Aeroflot and Delta Airlines has already shared their experiences in integrating mobile technologies in their life.

Delta Airline company provided all it's stewardesses with smartphones based on Windows Phone, which enables them to obtain themselves necessary information during the flight and make purchases being on the board. Considering the fact that the company uses the mobile applications

more than one year and changed a generation of devices, it is quite fair to assume that it's satisfied with the way of doing business. Besides the company develops services for pilots.

Aeroflot company developed a set of applications for the most popular operating systems for smartphones. They were designed for the client to use online services offered by the company. Thus the client can easily manage a bonus program, get special offers, book and buy tickets, book a hotel room and rent a car.

S7 company in August 2014 finished development of an application optimizing the work of regional managers of agents' network.

The analysis of the experience suggests, that mobile applications can be introduced in civil aviation for sales and communication with the client, as well as for optimizing business processes. The development of mobile technologies for air travelling has just begun, but everyone who contributes to the creation of such solutions usually benefits from it.

**Организация производства мобильных и стационарных  
вычислительных средств для авиационной промышленности  
в современных условиях**

Вахтинская Ю.Г., Калачанов В.Д., Тихонов А.И.  
МАИ, г. Москва

Актуальность выбранной темы заключается в том, что важнейшим элементом работы предприятия является его организация производства, включающая в себя, прежде всего, целесообразное сочетание основных технологических процессов, вспомогательных служб, а также обслуживающих звеньев, которые обеспечивают эффективное использование средств труда, предметов труда и самого труда с целью удовлетворения общественных потребностей в продукции и получение максимальной прибыли.

Главной составляющей работы предприятия – производителя мобильных и стационарных вычислительных средств является организация производства. Она включает в себя производственные технологические процессы, работу вспомогательных служб, обслуживающий персонал, которые эффективно используют средства труда и сам труд для удовлетворения потребительского спроса на продукцию и получение максимальной прибыли.

В современных условиях преобладает конкуренция, что требует более быстрого реагирования со стороны предприятий-производителей мобильных и стационарных вычислительных средств. Перед современным производителем в индустрии интеллектуальных технологий стоит важная проблема «выживания» в суровых условиях российского рынка, в которых конкуренция обостряется, усложняются



технологии, жизненный цикл изделия сокращается, растут требования к квалификации работников предприятия и т.д. Все заставляет производителей применять все более совершенные методы и технологии управления.

Требования к продукции со стороны потребителей растут, и поэтому предприятия, построенные на традиционной системе управления, становятся не конкурентно способными и уступают дорогу процессно-ориентированным современным предприятиям. В результате применения процессного подхода конкурентоспособность предприятия сильно возрастает. После проведения детального анализа бизнес-процессов с целью их оптимизации появляется возможность построения эффективной системы управления производством. Управление развитием бизнес-процессов направлено на выявление скрытых резервов операционных и логистических процессов предприятия, позволяющих быстро и эффективно адаптировать их под современные условия производства.

На предприятии было проведен теоретический и практический анализ применения процессного подхода к организации производства мобильных и стационарных вычислительных средств. В результате анализа были поставлены следующие задачи:

- изучение основ планирования и организации производства мобильных и стационарных вычислительных средств;
- анализ деятельности компании;
- рассмотрение организации по производству мобильных и стационарных вычислительных средств;
- применение разнообразных подходов к исследованию организации производства: системный, функциональный, воспроизводственный, маркетинговый, динамический и др. подходы;
- внедрение процессного подхода к организации производства мобильных и стационарных вычислительных средств;

В результате были сделаны соответствующие выводы, был проведен анализ основных этапов внедрения процессного подхода и проведено дальнейшее совершенствование методологических и прикладных аспектов планирования и организации производства мобильных и стационарных вычислительных средств на предприятии.

### **Organization of production of mobile and stationary computing facilities for the aviation industry in modern conditions**

Vahtinskaya Yu.G., Kalachanov V.D., Tikhonov A.I.

MAI, Moscow

Relevance of the topic chosen is that the most important element of the company is its organization of production, which includes, in particular,

suitable combination of basic technological processes, support services, as well as serving the units that provide efficient use of labor, objects of labor and labor itself to meet the social needs in production and profit maximization.

The main component of the enterprise - manufacturer of mobile and stationary computing means is the organization of production. It includes industrial processes, auxiliary services, the service staff who effectively use the tools of labor and labor itself to meet consumer demand for products and maximize profits.

In modern conditions prevail competition that requires more rapid response on the part of company-producers of mobile and stationary computing facilities. Before modern manufacturer in the industry of intelligent technologies has an important issue of "survival" in the harsh conditions of the Russian market, where competition intensifies, more complex technology, product life cycle is reduced, increasing the requirements for the qualification of employees, etc. All forcing manufacturers to use more sophisticated methods and technology management.

Product requirements from consumers grow, and therefore the company, built on the traditional system of management, are not competitive in and give way to a process-oriented modern enterprise. As a result of the process approach greatly increases the competitiveness of enterprises. After a detailed analysis of the business processes in order to optimize them the opportunity to build an effective system of production control. Managing the development of business processes aimed at identifying the hidden reserves of operational and logistical processes of the enterprise to quickly and effectively adapt them to modern conditions of production.

### **Долгосрочное прогнозирование развития авиационной промышленности: международный опыт и возможности для России**

Вишневский К.О.  
НИУ ВШЭ, г. Москва

В настоящее время в авиационной промышленности все большую популярность приобретают прогнозные исследования, нацеленные на выявление перспективных направлений развития, проводимые по методологии Форсайта.

В сфере развития транспортных систем Форсайт-исследования получили широкое распространение в развитых и развивающихся странах Европы, Америки, Азии и Австралии. Развитию авиационной промышленности посвящены Форсайты международного и национального уровня, причем горизонт прогноза достигает нескольких десятков лет.

Одним из наиболее ярких примеров использования Форсайта в авиации является документ «Flying in 2050», подготовленный французской Воздушно-космической академией, в котором рассматривается будущее мировой и европейской авиационной системы до 2050 года.

На сегодняшний день результаты Форсайт-исследований активно используются при формировании научно-технологических приоритетов, утверждаемых в документах стратегического характера, в частности, в государственных программах. Так, результаты Форсайта развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу были использованы при разработке государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 гг.».

В рамках Прогноза научно-технологического развития России на период до 2030 года, разработанного НИУ ВШЭ по заказу Минобрнауки РФ, выявлены ключевые тренды, оказывающие наибольшее влияние на развитие приоритетного направления «Транспортные и космические системы», включая авиационную промышленность. На основе обозначенных трендов выделены угрозы и окна возможностей для России, определены перспективные рынки, технологии и продуктовые группы, а также сформулированы задачи научных исследований и разработок, необходимых для вывода на рынок инновационных продуктов и услуг. По итогам проекта произведена оценка состояния российских исследований в рамках приоритетного направления: выявлены «белые пятна», а также зоны паритета и лидерства, которые могут стать основой для международной кооперации и позиционирования нашей страны как ведущего центра технологического развития в авиационной отрасли.

### **Long-term forecasting of aviation industry development: the world experience and opportunities for Russia**

Vishnevskiy K.O.  
HSE, Moscow

Currently long-term future studies aimed at identifying promising areas for development are becoming increasingly popular in the aviation industry. Most of them are conducted using the Foresight methodology.

In the field of transport systems Foresight studies are widely used in both developed and developing countries in Europe, America, Asia and Australia. Many Foresight projects are devoted to the development of aviation industry both at the international and national levels with the forecast horizon up to several decades.

One of the most striking examples of the use of Foresight in aviation is a document “Flying in 2050”, prepared by the French Air and Space Academy,

where that is considered the future of the world and European aviation system until 2050.

Now the results of Foresight studies are widely used in the formation of scientific and technological priorities approved in the strategic documents, in particular, in state programs. Thus, the results of Foresight of aviation science and technology up to 2030 and beyond were used in the development of the state program “Development of the aviation industry in the 2013-2025 period”.

In the Long-term S&T Foresight for the period up to 2030, developed by the Higher School of Economics for the Ministry of Education of the Russian Federation, we identified key trends influenced on the development priority “Transport and space systems”, including the aviation industry. On the basis of the trends we revealed windows of opportunities and threats for Russia, identified promising markets, new technologies and product groups, as well as formulating the tasks of research and development needed to bring to the market innovative products and services. The project gave us an opportunity to assess the state-of-the-art for Russian studies in the framework of the given priority area: “white spots” were identified, as well as the parity zones and areas of leadership, that can be the basis for international co-operation and positioning of our country as a leading center of technological development in the aviation industry.

### **Совершенствование маркетинговой политики производителей авиационной техники в условиях изменившихся реалий рынка**

Гришина Е.А., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

К началу 1990-х годов по большинству летно-технических характеристик советские гражданские самолеты не уступали иностранным аналогам, за исключением того, что двигатели отечественного производства были существенно менее экономичными. Переход экономики страны на рыночный путь развития, глубокий экономический кризис последующего периода, изменение пропорций и приоритетов в деятельности предприятий, положили начало закупок гражданских самолетов иностранного производства, приостановилась деятельность российских конструкторских бюро. Введение дальнейших ограничений (например, по шумам, для Як-42) в гражданскую авиацию, вынуждало отечественных перевозчиков в течение многих лет закупать иностранные воздушные суда. В связи с этим, в течение длительного периода, гражданская авиация России была и остается, зависима от Запада.

В связи с обострением внешнеполитической ситуации и возникших на этой почве экономических рисков, проблема зависимости российских

авиакомпаний от поставок иностранной авиатехники обостряется, так как становится возможным манипулирование деятельностью российских авиакомпаний путем введения западными странами различного рода ограничений. Это может привести к проблемам обеспечения авиaperевозок в России в нужном объеме и с необходимой безопасностью.

В современных условиях актуальным направлением исследования является разработка системы мер по организации производства необходимых авиакомпаниям запчастей и комплектующих гражданских воздушных судов для конкретного заказчика и обслуживания авиационной техники российскими специалистами. Решение данной задачи позволит продлить жизнь существующему авиапарку и подготовить основу для производства запчастей и комплектующих для отечественных самолетов.

В работе исследуются проблемы в производстве гражданских самолетов и их комплектующих на отечественных предприятиях, а также проблемы, связанные с обслуживанием зарубежных воздушных судов российскими эксплуатантами. Изложены особенности сложившейся маркетинговой политики и предложены меры по ее совершенствованию в изменившихся условиях. Акцент сделан на разработке комплекса мероприятий, позволяющих реорганизовать систему подготовки инженерных и летных кадров, а также мероприятий, активизирующих деятельность отечественных авиапредприятий по созданию гражданских самолетов и их комплектующих. Предложенные меры должны способствовать решению задачи обеспечения и обслуживания гражданских самолетов западного производства в России с использованием собственных ресурсов и в возможно короткие сроки.

### **Новые аспекты технологического соперничества**

Куприн И.Л., Давыдов А.Д.

МАИ, г. Москва

В условиях новой технологической войны особо значимыми становятся работы в сфере парирования/блокирования угроз, постоянного устойчивого их формирования во внешнюю среду, вплоть до становления "пата угрозоопасности" с блокированием агрессивных воздействий извне.

Такой "пат" становится глобальным критерием эффективности обеспечения оборонно-экономической безопасности с базированием на эффективное функционирование системного дуэта <"Фундаментальные, прогнозные поисковые исследования (ФППИ) – системы вооружения и военной техники (СВВТ)">. В его основе прорывные инновационные

стратегии развития систем, способных обеспечить опережающее их развитие, создавая устойчивую угрозу технологического отрыва и/или "равноготовности" к конфликту.

Такое опережение в рефлексивном взаимодействии со средой/конкурентом, позволяет сменить парадигму стратегической состоятельности с лобового концепта "сила на силу" на рефлексивный концепт "угроза на угрозу".

Опережение в технологическом отрыве от конкурента по ведущим направлениям НТП требует постоянного наращивания скорости создания новаций, что предопределяет смену парадигмы развития Сложного на техноценотическую перспекцию с выходом на синергетические системы с развитыми свойствами адаптации и модульную стратегию развития систем с переменной распределенной в пространстве и времени структурой, воспроизводящих техноценотический генез по спросу.

Такая парадигмальная диспозиция возможна с синхронизацией десинхронозов в системном дуэте "ФППИ-СВВТ".

В современных условиях стратегической состоятельности в системном дуэте "ФППИ-СВВТ" приоритеты смещаются явно в область ФППИ, причем ФППИ становятся центральным элементом стратегической состоятельности в новой технологической войне, становясь, по сути, системой управления угрозами.

Или иначе, НТП и технологические прорывы не могут не означать прагматику "принципа бессмысленности" акад. Н.Моисеева. Или, эпоху оборонного строительства в новой технологической войне нельзя не отнести к эпохе становления "пата угрозоопасности" в виде глобального критерия эффективности формирования приоритетных направлений ФППИ в системном дуэте "ФППИ-СВВТ" и выраженного абсолюта "принципа бессмысленности" акад. Н.Моисеева.

\*Тезисы подготовлены при поддержке РГНФ (проект № 12-02-00428).

### **The new aspects of technological competition**

Kuprin I.L., Davydov A.D.

MAI, Moscow

In the conditions of the new technological war works on parrying/blocking the threats become especially significant. It means permanent and stable dangers generating into the external environment up to achievement of the "threateningness stalemate" with blockage of the aggressive external impacts.

Such a "stalemate" turns into a global criteria of efficiency in respect to the defense and economic safety ensuring on the basis of the effective functioning of the systematic duet <Fundamental forecasting and priority research (FFPR) – Weapons & Military Equipment Systems (WMES)>. At

the heart of this duet lie the breakthrough innovation strategies of systems leading development being able to create the stable threat of technological tearing off and/or of the “equal readiness” to a conflict.

This forestalling in the reflexive interaction with the environment/competitor allows to change strategic competitiveness paradigm from the frontal concept of “force against force” to the reflexive concept of “threat against threat”.

In respect to the main directions of scientific and technical progress advance in the technological surpassing a competitor demands continuous boosting in generation of novelties. It predetermines changing of The Complex development paradigm to a technocenotic prospection coming out to the synergetic systems with the developed adaptation properties and to a modular strategy for development of variable time&space distributed systems, replicating a technocenotic genesis on demand.

Such a paradigmatic disposition is possible on condition of desynchronosises synchronization within the systematic duet of “FFPR – WMES”.

In modern terms of strategic competitiveness within the framework of “FFPR – WMES” systematic duet the priorities clearly drift to FFPR, and concerning the new technological war FFPR becomes a central element of strategic competitiveness, turning in fact into a System of Threats Management.

In other words scientific and technical progress and the technological breakthroughs cannot but mean the pragmatics of academic N. Moiseev's “Principle of senselessness”. So, the epoch of defense construction in the conditions of the new technological war must be attributed to the epoch of the “threateningness stalemate” coming-to-be which takes up a form of global efficiency measure for shaping the prior FFPR directions within the systematic “FFPR – WMES” duet and of the evident absolute for academic N. Moiseev's “Principle of senselessness”.

The theses are worked up with support of Russian Foundation for Humanities Grant № 12-02-00428.

### **Совершенствование деятельности авиакомпании в части программы лояльности**

Звягинцева И.И., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

С каждым годом сегмент пассажирских авиаперевозок в России расширяется, однако спрос на услуги остается ограниченным. Изучение рынка показывает, что основную часть перевозимых пассажиров составляют клиенты, пользующиеся услугами авиаперевозчиков регулярно, доля новых пассажиров остается невысокой. Обязательным

условием успешного развития деятельности компании является создание эффективной программы лояльности. Этот инструмент позволяет создавать долгосрочные положительные отношения между авиакомпанией и ее клиентами, тем самым, обеспечивать дополнительный объем продаж. Лояльность потребителей способна дать компании ряд конкурентных преимуществ: приверженность бренду, бесплатная реклама, повышение качества сервиса. Актуально и целесообразно рассмотреть проблему создания современной программы лояльности, адаптированной под клиента.

Основной задачей работы является разработка портфеля предложений, позволяющего усовершенствовать и сделать эффективнее существующую программу.

В данной работе было проведено исследование маркетинговых подходов, методов расчета и механизмов формирования потребительской лояльности. Осуществлен анализ внешней и внутренней среды компании, позволивший определить основную целевую аудиторию, приоритетные ценности для каждой группы пассажиров, изучить альтернативные предложения конкурентов, в конечном результате, - создать уникальное предложение. Произведена оценка эффективности программы «Трансаэро Привилегия» среди альтернативных предложений конкурентов на рынке России и за рубежом. Разработан комплекс мер, направленный на устранение обнаруженных недостатков программы. Предложен перечень мероприятий, позволяющий увеличить потребительскую стоимость услуги, повысить удовлетворенность клиентов, увеличить финансовые преимущества предприятия и пассажиров.

### **Improvement of airline's activities as a part of loyalty program**

Zvyagintseva I.I., Zueva T.I.

MAI, Moscow

Segment of passenger air travel in Russia grows every year, but demand for services remains limited. Market research shows that the main part of passengers are clientage that uses services of air carriers regularly the amount of new passengers is not very high. Creation of effective loyalty program is the obligatory condition of successful development of the company. This apparatus allows create long-term positive relations between airline and clientage, thereby to provide additional sales. The loyalty of customers is capable to give company the number of competitive advantages: brand loyalty, free advertisement, improvement the quality of service. It is purposeful to examine the creation of modern loyalty program adapted to the client.



The main aim of this research is development of the portfolio, that allows improve and make existing program much more effective.

In this work was carried out the study of marketing approaches, methods of calculation and mechanisms for the formation of customer loyalty. We analyzed external and internal environment of the company, which identified the main target audience, priority values for each group of passengers, learn alternative offers of competitors and as a result to create an unique offer. We evaluated the effectiveness of «Transaero Privilege» program among alternative offers of competitors on the Russian market and abroad. A set of measures was developed. It was aimed at elimination of program's defects. The list of activities, allowing to increase consumer's service price, increase contentment of clientage, increase financial benefits of company and passengers.

### **Разработка методических подходов к формированию парка воздушных судов с учетом объема спроса на услуги и их качества**

Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

Развитие транспортной системы – одна из приоритетных Государственных программ г. Москвы на 2012-2018 годы. Подпрограмма «Развитие новых видов транспорта» предполагает, в том числе, и развитие воздушного транспорта. Важнейшим этапом решения задачи обеспечения выполнения услуг является этап формирования парка вертолетов вертолетных центров города Москвы с учетом объема спроса на услуги и их качества.

Рассматривается задача формирования парка вертолетов в зависимости от объема спроса на услуги и их качества и два этапа ее решения. На первом этапе принимается решение о закупке на мировом и отечественном рынках таких моделей вертолетов (МВ), которые, с одной стороны, характеризуются высокой конкурентоспособностью, а, с другой, покрывают услуги клиентов вертолетных портов (ВП). При этом для осуществления успешной операции по закупке МВ, требуется, предварительно, разработать номенклатурный портфель закупок, удовлетворяющий требованиям эксплуатантов - пользователей услуг ВП.

На втором этапе, в соответствии со спросом на услуги, определяется количественный состав МВ по каждой позиции номенклатурного портфеля, при этом принимается во внимание качество предоставляемых услуг конкретными МВ. Качество предоставления услуг предлагается оценивать с использованием балльной системы оценки, при проведении которой в качестве весов предлагается рассмотреть степень рациональности использования конкретной МВ для

выполнения конкретной услуги (по загрузке вертолета), а в качестве индикаторов качества услуг – время выполнения услуги, включая быстроту предоставления, тарифы на основные, дополнительные, сопутствующие услуги, профессионализм персонала, безопасность.

Задача формирования парка вертолетов ВП решается в двух вариантах: как задача линейного программирования и более простым, алгоритмическим способом. Задача решается при линейных ограничениях на величину спроса и допустимый летный ресурс, а также с учетом ограничений по объему инвестиций на приобретение вертолетов. В данной постановке задачи инвестиции в развитие наземной инфраструктуры ВП не учитываются.

Предложенные процедуры позволяют сформировать эффективный в эксплуатации парк вертолетов, учитывающий интересы эксплуатантов и потребителей услуг, нашедшие свое выражение в показателях рыночной конкурентоспособности МВ, условиях эксплуатации, в структуре и объеме спроса на услуги.

### **Methodical approach to the formation of a helicopters fleet in view of volume of demand for services and its quality**

Zueva T.I.

MAI, Moscow

Development of transport system is one of priority State programs of City of Moscow on 2012-2018. Subprogram “Development of new types of transport” suggests, in particular, development of air transport, as well. The most important step in solving the problems of maintenance of execution of services is the stage of formation of helicopters park, helicopter centers of the city of Moscow based on the volume of demand for services and its quality.

The problem of building a fleet of helicopters, depending on the volume of demand for services and their quality, and two stages of its solution are considered.

At the first stage, the decision on the purchase on the global and domestic markets such models of helicopters (HM), which, on the one hand, are characterized by high competitiveness and, on the other, cover services of helicopter ports (HP) clients. In addition, the implementation of a successful operation for the purchase HM, is required, in advance, to develop a nomenclature procurement portfolio that meets the requirements of operators - users of the services of the HP.

At the second stage, in accordance with the demand for services is determined quantitative composition HM for every position of the nomenclature of the portfolio, taking into account the quality of services provided specific HM. The quality of the services proposed to be evaluated using a points-based assessment system, which as of scales is invited to

consider the rationality of use of a particular HM for specific services (loading of helicopter), and as indicators of the quality of services - runtime services, including fast delivery, tariffs for the basic, additional, related services, professionalism of personnel safety.

The task of forming helicopters of the HP is solved in two versions - as a task of linear programming and more simple algorithmic way. The problem is solved for linear restrictions on the quantity demanded and valid flight resource, and also taking into account limitations on the amount of investment for the purchase of helicopters. In this formulation, investment in the development of ground infrastructure of the HP are not taken into account.

The proposed procedure allows to form the effective operation of a fleet of helicopters, taking into account the interests of operators and consumers that find their expression in terms of HM market competitiveness, operating conditions, in the structure and volume of demand for services.

### **Совершенствование инструментов и методов промышленного маркетинга**

Ильина Д.И., Афанасьева О.А.

МАИ, г. Москва

Промышленные компании России длительное время не нуждались в применении маркетинговых инструментов и методов для продвижения своей продукции, в частности, это было обусловлено госзаказами. В настоящее время увеличение конкуренции, изменение менталитета потребителей и другие факторы привели к тому, что промышленные компании начинают активно использовать инструменты маркетинга для привлечения клиентов, укрепления своего положения на рынке.

Для этих целей наиболее эффективным является применение современных методов ведения бизнеса. Основным инструментом для управления информационными потоками является Интернет. Сложно представить успешную и развивающуюся компанию, которая не использует его в своей деятельности, промышленные компании не являются исключением. Использование современных информационных технологий позволяет размещать информацию и продвигать продукцию, искать новых партнеров и поставщиков, привлекать новых клиентов. Возможности электронных информационных технологий произвели переворот во взаимодействии между промышленными компаниями, позволив осуществлять многие сделки с использованием электронных рынков (аукционов, торгов).

В условиях конкуренции промышленные компании ускоряют модификацию продуктов из-за необходимости быть более гибкими в условиях современного рынка, также многие промышленные компании

увеличивают долю аутсорсинга для концентрации на основной сфере деятельности. Аутсорсинг способствует снижению себестоимости, увеличению производительности труда и рентабельности бизнеса. Чаще всего на аутсорсинг переводятся следующие процессы: транспортировка, рекламные услуги, сервисное обслуживание потребителей, бухгалтерский учет. Для улучшения деятельности промышленные компании все больше увеличивают долю долгосрочных контрактов, в частности, это обусловлено возрастающей сложностью технологических процессов, которые не позволяют часто менять партнеров из-за возникновения больших издержек на переключение. Управление взаимоотношениями стало стратегической задачей компаний, т.к. все более значимым является решение о выборе поставщиков, развития с ними отношений.

Одной из основных особенностей промышленного маркетинга является его тесная связь с корпоративной стратегией, по сути, маркетинг в промышленной компании становится стратегическим промышленным маркетингом. Это означает, что маркетинговая стратегия должна быть частью общей стратегии развития компании. Лишь в такой ситуации промышленная компания может занять устойчивую позицию в условиях жесткой конкуренции.

### **The improvement of tools and methods of industrial marketing**

Илина Д.И., Афанасева О.А.

MAI, Moscow

Russian industrial companies for a long time didn't need to use marketing tools and methods to promote their products, in particular, this was because of government contracts. Increasing competition, changing the mentality of consumers and other factors have led to the fact that in our days industrial companies are beginning to use the tools of marketing to attract customers and strengthening their position in the market.

For these purposes, the most effective way is to use modern methods of doing business. The main tool for information management is the Internet. It is difficult to imagine a successful and growing company that does not use it in its work, industrial companies are no exception. The use of modern information technology allows you to post information and promote products, look for a new partners and suppliers and attract new customers. Electronic information technologies have revolutionized interaction between industrial companies, enabling them to do many transactions using electronic markets (auctions, trades).

In competitive environment of today's market industrial companies need to be more flexible. Therefore they are forced to modify their range of products faster. Another tool is to increase outsourcing in order to focus on the main

product. Outsourcing helps to reduce costs, increase productivity and profitability. Most often outsource the following processes: transport, advertising, consumer service and accounting. To improve their performance, industrial companies are increasing the share of long-term contracts, in particular, this is due to the increasing complexity of processes that do not allow you to change partners frequently because of the high switching costs. Relationship management becomes a strategic objective for the company on due to the choice of suppliers and increasing significance of the developing relationships with them.

One of the main features of industrial marketing is its close connection with the corporate strategy, in fact, the marketing of industrial companies is becoming a strategic marketing industry. This means that the marketing strategy should be part of the overall strategy of the company. Only in such situation an industrial company can take a strong position in a competitive environment.

### **Методы эффективного продвижения высокотехнологичной авиационной техники**

Киров А.М., Суханова Л.Н.

МАИ, г. Москва

Сегодня в условиях социально-экономической неоднозначности наблюдается нарастание потребности отечественных авиационных компаний в высокотехнологичной авиационной технике и конкуренции на рынке.

Эти обстоятельства приводят к необходимости использования методов эффективного продвижения авиационной техники.

Существующая теория и практика доказывает, что методы продвижения реально воздействуют на связующую цепочки жизненного цикла авиационной техники от производства до эксплуатирующих компаний.

В этих условиях для эффективного продвижения должны использоваться методы, построенные на новых технологических принципах, обеспечивая комплекс требований включающих оперативность, простоту реализации, минимизацию времени и затрат на исполнение.

Уже просматриваются основные контуры таких технологий, упрощающие и удешевляющие продвижение в сочетании с качественным скачком конкурентных позиций на рынках авиационной техники. Этот скачок рождает интеграцию информационных технологий с индустриально-логистическими.

В основе методов продвижения авиационной техники используется интеграция её внешней и внутренней среды, каждая из которых

учитывает возможности и новые технологические принципы их реализации.

Внешняя среда определяется состоянием глобальных рынков, подверженных распаду на ряд макрорегионов, которые пройдут через крайне болезненные техногенные катастрофы и социальные катаклизмы. При распаде глобального рынка на микрорегионы часть глобальных монополий погибнет, не сумев приспособиться к сжатию спроса, а часть ослабеет.

Внутренняя среда определяется ключевыми составляющими конкурентных преимуществ: лидерство в качестве авиационной техники, в затратах, дифференциации техники, стратегическим фокусом, рассматривая структурировано в цепи – пирамиде полной стоимости по М. Портеру.

Указанные ключевые составляющие могут быть использованы любой компаний – конкурентом, поэтому для эффективного продвижения компании должны постоянно внедрять новые технологические принципы и инновационные идеи на стратегических направлениях качества, затрат, дифференциации и фокуса.

Использование системообразующих технологических принципов повысит эффективность продвижения высокотехнологичной авиационной техники, обеспечивая развитие рынка перспективных сегментов в условиях эффективной поддержки государственного управления.

Материалы подготовлены при поддержке Российского гуманитарного научного фонда (проект № 12-02-00428).

### **Methods of effective promotion Hi-tech aviation technics**

Kirov A.M., Suhanova L.N.

MAI, Moscow

Today in conditions of social and economic ambiguity increase of demand of the domestic aviation companies in hi-tech aviation technics and a competition in the market is observed.

These circumstances lead to an indispensability of use of methods of effective promotion of aviation technics.

The existing theory and practice proves, that methods of promotion really influence on связующую chains of life cycle of aviation technics from manufacture up to the maintaining companies.

In these conditions for effective promotion the methods constructed on new technological principles should be used, providing a complex of requirements including efficiency, simplicity of realization, minimization of time and expenses for execution.

The basic contours of such technologies which are simplifying and reducing the price promotion in a combination to a quantum leap of competitive positions in the markets of aviation technics are already looked through. This jump gives rise to integration of information technologies with industrially-logistical.

In a basis of methods of promotion of aviation technics integration of its external and internal environment is used, each of which considers possibilities and new technological principles of their realization.

The environment is defined by a condition of the global markets subject to disintegration on a number of macroregions which will pass through the extremely painful technogenic accidents and social cataclysms. At disintegration of the global market on microregions the part of global monopolies will be lost, not having managed to adapt to compression of demand, and the part will weaken.

The internal environment is defined by key components of competitive advantages: leadership as aviation technics, in expenses, differentiation of technics, strategic focus, considering is structured in a circuit – a pyramid of full cost on M. Porter.

The specified key components can be used by Luba of the companies – the competitor, therefore for effective promotion of the company should introduce constantly new technological principles and innovative ideas on strategic directions of quality, expenses, differentiations and focus.

Use to form system technological principles will raise efficiency of promotion of hi-tech aviation technics, providing progress of the market of perspective segments in conditions of effective support of the government.

Materials are prepared at support of the Russian humanitarian scientific fund (the project 12-02-00428).

### **Оптимизация процесса технологической маршрутизации в рамках оперативно календарного планирования ремонтного производства авиационных двигателей**

Комарова А.М.  
МАИ, г. Москва

В условиях быстрого реагирования на изменения рынка авиационных двигателей, а также уменьшения времени производства и снижение себестоимости продукции, необходимо усовершенствование процесса оперативно-календарного планирования выпуска и ремонта двигателей. Составление оперативно-календарного плана (ОКП) – сложная, трудоемкая работа, требующая глубокого предварительного анализа в реальных условиях производства в каждом цехе, выявления характерных особенностей и рациональных элементов в сложившейся системе планирования.

Оперативно-календарное планирование обеспечивает повышение экономических показателей работы предприятия и его цехов, т.е.:

- Повышению производительности труда
- Снижению себестоимости изделий
- Поддержанию на установленном уровне незавершенного производства
- Ускорению оборачиваемости оборотных средств

Основной составляющей оперативно-календарного плана является мобильный технологический процесс, обеспечивающий организацию выпуска авиационных двигателей в требуемые сроки и требуемого качества.

Главной составляющей механизма планирования производства является блок выбора оптимальной технологической маршрутизации. Под технологической маршрутизацией понимается: последовательность технологических операций, используемое производственное оборудование, его оптимальная загрузка и маршрут передачи изделия с одного передела на другой. Итак, задача оптимизации технологической маршрутизации будет содержать:

- Разработку оптимальной пооперационной технологии ремонта авиадвигателей
- Формирование идеальных (оптимистических) или максимально возможных (пессимистических) длительности производственных циклов ремонта и определение времени их выполнения;
- Определение оптимальной загрузки оборудования;
- Установление оптимальных для каждого случая технологических путей ремонтного производства.

Для повышения эффективности организации выполнения заказов, в части планирования и контроля, необходимо разработать базу нормативных данных трудоемкости ремонта каждого двигателя в виде адаптивных информационных моделей трудоемкости.

Наряду с решением комплексной задачи совершенствования организации ремонтного производства можно решать и отдельные, частные задачи, как составляющие комплексной.

### **Optimization of process routing within the framework of operational calendar planning of repair manufacture of aviation engines**

Komarova A.M.

MAI, Moscow

Under conditions of quick reaction to changes in the market of aviation engines as well as reduction of production time and cost of products, process of operational calendar planning of production and repair of engines should be upgraded. Drawing up the operational schedule (OS) is a complex, time-



consuming work that requires in-depth preliminary analysis of production in each shop in the realistic conditions, identification of specific features and rational elements in the existing planning system.

Operational calendar planning provides increase of economical indexes of enterprise and its shops' activity, i.e.:

- Increase of labour performance;
- Reduction of cost of production;
- Keeping the work in progress on a set level;
- Speeding up the turnover of current assets.

The main part of operational schedule is the mobile technological process that provides organization of production of aviation engines in required time and of required quality.

The most important part of mechanism of production planning is the block of selection of optimal process routing. It is understood as a sequence of technological operations, production equipment used, its optimal load and route of handing the item from one repartition to another. Thus, task of optimization of process routing will include:

- Development of optimal operational technology of repair of the aviation engines;
- Forming the ideal (optimistic) or maximum possible (pessimistic) durations of production cycles of repair and determining time of their fulfilment;
- Determining optimal load of equipment;
- Setting up optimal in each case technological routes of repair manufacture.

To increase the efficiency of organization of orders' processing, in part of planning and control, it is necessary to develop the database of regulatory data of laboriousness of repair of each engine in the form of adaptive informational models of laboriousness.

Along with the solution of complex problem of modernization of organization of repair manufacture, particular problems can be solved as the parts of the complex one.

### **Особенности рисков организации при выполнении заданий государственного оборонного заказа**

Кондаков А.В.<sup>1</sup>, Куприн И.Л.<sup>2</sup>, Хмелевой В.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ГСКБ «Алмаз - Антей», <sup>2</sup>МАИ, г. Москва

Целями данной работы являются:

- исследование принципиальных тенденций развития и рисковей обстановки промышленного производства Российской Федерации,

анализ и обобщение современных особенностей процессов управления рисками;

- выделение основных рисков, связанных со стадиями создания и продвижения изделий вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ);
- исследование предпосылок возникновения отраслевых рисков в процессе хозяйственной деятельности предприятий оборонно–промышленного комплекса.

Необходимо отметить, что возникшие с начала 2014 года внешние угрозы, вызванные экономическими санкциями по отношению к ряду предприятий оборонно–промышленного комплекса Российской Федерации, резкое падение курса рубля, политический кризис на Украине приводят к возрастанию рисков внешней и внутренней среды российских промышленных предприятий различных отраслей и форм собственности. Предприятия оборонно–промышленного комплекса к указанным рискам внешней среды наиболее уязвимы, так как кооперационные связи с предприятиями Украины сложились исторически и имеют многолетнюю историю. Кроме того, традиционно высокая степень износа машин, оборудования и транспортных средств, отсутствие отечественного производства программного обеспечения и необходимой электронной компонентной базы создают производителям продукции военного назначения дополнительные отраслевые риски.

Анализ традиционных методов оценки эффективности проектов в условиях риска и неопределенности свидетельствует об их теоретической значимости, но ограниченной практической применимости для анализа эффективности и риска проекта из – за большого числа упрощающих модельных предпосылок, искажающих реальную среду. Обширный опыт отечественных и зарубежных исследователей убедительно свидетельствует о том, что вероятностный подход не может быть признан надежным и адекватным инструментом решения слабоструктурированных задач, к которым принадлежат и задачи управления рисками организации при выполнении заданий государственного оборонного заказа. Поэтому для решения задачи управления рисками предлагается применять методы, базирующиеся на теории нечетких множеств.

### **Features of risks of the organization at performance of tasks of the state defensive order**

Kondakov A.V.<sup>1</sup>, Kuprin I.L.<sup>2</sup>, Hkmelevoy V.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>GSKB “Almaz-Antey”, <sup>2</sup>MAI, Moscow

The purposes of this work are:

- research of basic tendencies of development and brave situation of industrial production of the Russian Federation, analysis and generalization of modern features of management processes by risks;
- allocation of the main risks connected with stages of creation and advance of products of arms, military and special equipment (VVST);
- research of preconditions of emergence of branch risks in the course of economic activity of the enterprises of defense industry complex.

It should be noted that since the beginning of 2014 the external threats caused by economic sanctions in relation to a number of the enterprises of defense industry complex of the Russian Federation, sharp falling of a ruble exchange rate, political crisis in Ukraine lead to increase of risks of the external and internal environment of the Russian industrial enterprises of various branches and forms of ownership. Organizations defense industry complex to the specified risks of environment are most vulnerable, as cooperation communications with the enterprises of Ukraine developed historically and have long-term history. Besides, traditionally high degree of wear of cars, the equipment and vehicles, lack of a domestic production of the software and necessary electronic base create to producers of military products additional branch risks.

The analysis of traditional methods of an assessment of efficiency of projects in the conditions of risk and uncertainty testifies to their theoretical importance, but limited practical applicability for the analysis of efficiency and risk of the project from – for a large number of the simplifying modeling preconditions distorting the real environment. Extensive experience of domestic and foreign researchers convincingly testifies that the likelihood approach cannot be recognized as the reliable and adequate tool of the solution of tasks to which problems of risk management of the organization belong also at performance of tasks of the state defensive order. Therefore it is offered to apply the methods which are based on the theory of indistinct sets to the solution of a problem of risk management.

## **Экологическое образование как важный фактор формирования личности инженера ракетно-космической промышленности**

Афонина О.А., Кабанов А.С., Кириченко Н.В., Красноштанов В.А.,  
Юлдашев А.А.  
МАИ, г. Москва

Воздействие ракетно-космической техники (РКТ) на окружающую среду приводит к всё усложняющимся экологическим проблемам, которые следует решать как в процессе обучения будущего инженера, так и в его дальнейшей работе.

К экологическим факторам воздействия РКТ на окружающую среду относятся: химическое загрязнение атмосферного воздуха, водных и земельных ресурсов в районах падения отделяющихся частей техники, а также механическое загрязнение ими этих районов, тепловое воздействие, разрушение озонового слоя, выпадение кислотных осадков, акустическое воздействие, электромагнитное загрязнение атмосферы, увеличение «космического мусора» на орбитах.

Социальными последствиями воздействия вышеперечисленных экологических факторов являются ухудшение уровня безопасности и здоровья персонала, сокращение его продолжительности жизни и активной трудоспособности, увеличение травматизма и заболеваемости, а также количества людей, рождающихся с генетическими отклонениями (умственная отсталость, астма, онкология, врожденные пороки). Отсюда следует важность и актуальность введения экологических дисциплин в современный образовательный процесс, что повышает экологическую культуру и создает ноосферное мышление инженера в процессе проектирования и эксплуатации современной РКТ.

В 2010 году в Российской Федерации был принят государственный стандарт ГОСТ Р 53894-2010, посвященный менеджменту знаний. В нем говорится, что знания являются одним из главных активов авиастроительного предприятия, который облегчает приспособление к постоянным изменениям рынка, внедрению инноваций. Инвестирование в знания, в том числе и в области экологии, позволяет обеспечить конкурентоспособность организации.

В процессе образования и воспитания формируется экологическое мировоззрение инженера, в основе которого лежит важность сохранения окружающей среды, и на первый план ставятся интересы природы.

Необходимо использовать передовые образовательные технологии, в том числе дистанционное обучение, а также обязательно включать экологические дисциплины при получении второго или дополнительного образования, профессиональной переподготовке.

## **Environmental education as an important factor in the formation of personality engineer aerospace industry**

Afonina O.A., Kabanov A.S., Kirichenko N.V., Krasnoshtanov V.A.,  
Yuldashev A.A.  
MAI, Moscow

Impact of rocket and space technology (CT) on the environment leads to increasingly complex environmental issues that should be addressed in the process of training of future engineers, and in his later work.

Among the environmental factors, the impact of CT on the environment include: chemical contamination of air, water and land resources in the fall of separating parts of machinery and mechanical contamination of these areas, the thermal effect, ozone depletion, acid deposition, the acoustic impact of electromagnetic pollution atmosphere, increasing the "debris" on the orbits.

Social consequences of the impact of the above factors are environmental deterioration in safety and health personnel, reducing its life expectancy and active disability, increased injury and illness, as well as the number of people born with genetic disorders (mental retardation, asthma, cancer, birth defects). This implies the importance and relevance of the introduction of environmental subjects in the modern educational process, which increases the environmental culture and creates noosphere thinking engineer in the design and operation of modern rocketry.

In 2010, the Russian Federation was adopted by national standard GOST R 53894-2010, dedicated to the management of knowledge. It is said that knowledge is one of the main assets of the aircraft enterprise, which facilitates adaptation to the constant market changes, innovation. Investing in knowledge, including in the field of ecology, ensures competitiveness of the organization.

In the process of education and upbringing shaped ecological outlook engineer, which is based on the importance of preserving the environment, and put in the forefront the interests of nature.

You must use the advanced educational technologies, including distance learning, as well as the need to include environmental discipline in the preparation of a second or additional education, vocational retraining.

### **«Мы думаем, что мы делаем ракеты...»**

Куприн И.Л., Дианова Е.В.  
МАИ, г. Москва

Данный мнемонический тезис в современной стратегической состоятельности выглядит так: "мы думаем, что мы делаем ракеты, отнюдь – мы формируем стратегическую реакцию оборонного комплекса "на упреждение", а в итоге, "на блокирование" угрозы по основным параметрам угрозоопасности среды". Такое блокирование

возможно в реалии – теоретический тезис одного из проектов АН РФ гласит: "если стороны равноготовы к конфликту - конфликты не случаются". Как быть равноготовым к конфликту, чтобы он не случился? Оказывается, такая возможность в новой технологической войне есть. И она, насколько проста в изложении - настолько же сложна в реализации. В качестве техногенного конструкта исследуемого Сложного мы рассматриваем высокотехнологичные комплексы (ВТК) в виде, например, управляемого ракетного вооружения (УРВ) различного назначения. Как проявление такой стратегии отрыва происходит постоянное наращивание разнообразия и функциональных возможностей, вновь вводимых в эксплуатацию адаптивных ВТК/УРВ и способов их использования для постоянного создания угрозы "во вне". Такая непрерывная ситуация требует создания ответных систем с адекватным (угрозам) разнообразием и свойствами за ограниченное время, Или, в целом, - ускоренной реакции оборонного комплекса как системы в стратегическом отклике на угрозы. То есть, свойства развитой адаптации систем становятся особо значимыми в условиях технологической войны нового поколения, где время-ресурсный дефицит и разноинтенсивный спрос становятся определяющими в среде технологического соперничества. При этом наращивание потенциала дуополии пата укрупненно выглядит простой системэкономической конструкцией: "ядерный пат" есть – войны нет; "пат угрозоопасности" есть – конфликта нет. Он заблокирован. Весь вопрос в том, насколько устойчиво и как надолго. И так, два пата работают одновременно на срыв/блокирование угрозы. Мы об этом – теоретически. Однако, В.В.Путин реализовал это в реалии, заблокировав воздушную операцию США против Сирии в 2013г. "Принцип бессмысленности" акад. Н.Моисеева становится доминантой оборонного строительства в условиях технологической войны нового поколения. По факту система "Фундаментальных, прогнозных и поисковых исследований" в современной технологической войне - на острие "охранения" жизни как таковой, и обеспечения оборонно-экономической безопасности в целом. Кто раньше?! А как остаться в живых в этом "пекле" технологической гонки на отрыв? Но это уже совсем другая история. Работа проводится при поддержке Гранта РГНФ №.12-02-00428 в Центре стратегических исследований каф. "Экономика инноваций и управление проектами" МАИ.

## **We think we are making missiles...**

Kuprin I.L., Dianova E.V.

MAI, Moscow

Within modern strategic competitiveness the mentioned mnemonic thesis sounds like «we think that we are making missiles, but not – we are forming strategic reaction of the defensive complex aimed to “anticipate” and as a result to “block” the threat over main parameters of environment threateningness». Such blocking is quite real: the theoretical thesis formulated in one of Russian Academy of Science projects states that «in case parts are ready to a conflict *pari passu* with each other, there will be no any conflict». What does it mean to be ready to a conflict *pari passu* in order it does not occur? It appears that a new technological war supposes such opportunity. But though it's rather simple to present this thesis, it's quite difficult to realize it in practice.

In the capacity of technogenic construct of The Complicated being investigated we examine high-technology complexes (печ. БТК) like guided rocket armament (печ. УРБ) of different function. Such disengagement strategy appears in permanent diversification and functional capabilities extension of the adaptive БТК/УРБ being implemented and of the ways to use them in order to create permanent external threats. Continuity of this state of affairs demands to build up within limited time period the diverse answer-back systems being characterized with the valid (to the imposed threats) properties or in toto to form the rapid reaction of the defensive complex in the framework of strategic answer to threats system. It means, that development of systems' adaptation capabilities is quite important in terms of new-generation technological war, when time and resource shortage and variability of demand intensity constitute the environment of technological contest. At the same time extension of stalemate duopoly potential in general seems like a simple system-economic structure as «If there is “a nuclear stalemate” – there will be no war; if there is “a threat-danger stalemate” – there will be no conflict because it's blocked». The question is how much steady and prolonged this state will be?!

So, in theory two stalemates works simultaneously to breaking up/blocking the threat. But V.V. Putin realized this thesis in action having blocked the USA air operation against Syria in 2013. In terms of the new-generation technological war the «principle of senselessness» by acad. N. Moiseev becomes a dominating idea. In fact the system of fundamental forecasting and priority research (печ. ФППИ) lies on a knife-edge of modern technological war in respect to securing of human life and ensuring the defense and economic safety in general. Who will be first?! And how to stay alive in this hell of technological race for overtaking? But this is an absolutely different story...

The work is realized with support of Russian Humanitarian Research Foundation (E&Y) Grant №.12-02-00428 in Strategic Research Centre of MAI «Economics of Innovations and Project Management» Department.

**Оценка потребления топлива и экологического воздействия гражданской авиации в масштабируемой модели авиационной системы**

Медведев Ю.В.  
ЦАГИ, г. Жуковский

Целью исследования является разработка модели оценки потребления топлива при функционировании системы гражданской авиации, а также связанного с этим ее негативного воздействия на окружающую среду. Указанные параметры необходимо оценивать для следующих целей: экономическое прогнозирование, многокритериальное планирование и экологические аспекты.

В работе выделены две взаимосвязанные сферы: система аэропортов и воздушный флот. Первая система состоит из выборки аэропортов, характеризующихся географическими координатами и релевантными характеристиками на основании открытых данных. Вторая система представляет из себя выборку воздушных судов, обеспечивающих грузо- и пассажирооборот между выделенными аэропортами.

Каждый полет выполняется воздушным судном в соответствии с расстоянием между аэропортами (great-circledistance). Каждый сегмент траектории с соответствующими параметрами рассчитывается исходя из характеристик воздушного судна. Расход топлива оценивается на основании потребной тяги для каждого сегмента траектории. Расчет эмиссии загрязняющих веществ и парниковых газов ведется с учетом изменения высоты, скорости воздушного судна, параметров силовой установки и внешних условий.

На основании разработанной модели выполнены тестовые расчеты для авиационных систем различного масштаба. Проведена оценка вычислительных затрат и масштабируемости задачи. Верификация модели выполнена путем сравнения результатов расчета с аналогичными данными, полученными с помощью программного комплекса, верифицированного в рамках КАЕП ИКАО.

Для детальной оценки локального качества воздуха указанную модель можно использовать вместе с моделью PEGASUS, расчеты по которой потребуют дополнительных вычислительных мощностей. Последняя версия этой программы реализована с поддержкой расчетов на гетерогенных вычислительных системах и поэтому не требует больших затрат.



При использовании модели прогнозирования роста авиаперевозки эволюции авиапарка представленная система может быть использована для прогнозирования потребления топлива и негативного воздействия авиации на окружающую среду как в рамках экологической доктрины РФ, так и в задачах различной степени детализации.

### **Evaluation of fuel consumption and environmental impact of civil aviation using scalable model of aviation system**

Medvedev Yu.V.  
TsAGI, Zhukovsky

The purpose of the study is to develop a model for valuation of fuel consumption by civil aviation system, as well as to estimate its environmental impact. These objectives are significant for the following analyses: economic forecasting, multicriteria planning and environmental aspects.

The study considers two interrelated systems: airport network and aircraft fleet. The first system consists of their port set, described by the geographical coordinates and relevant parameters based on the open data. The fleet system includes a set of aircraft types that provide passenger and cargo traffic between the designated airports.

Each flight is performed by the aircraft in accordance with the flight distance between their ports (great-circle distance).

Each flight trajectory segment including the related parameters is modeled on the basis of aircraft characteristics. The fuel flow is evaluated using the thrust rate required for each trajectory segment. Estimation of the pollutant and greenhouse gas emission is adjusted for specific flight altitude, aircraft speed, aircraft engine parameters and ambient conditions.

On the basis of the model developed the test calculations are performed for the aviation systems of different scales. The required calculation time and scalability are investigated. The model verification is performed by comparing the output data with those obtained on the same input data sets using the software tool validated by CAEP ICAO.

For the detailed local air quality (LAQ) analysis this model can be coupled with the PEGASUS solution, which requires additional computational resources. The latest version of the tool supports calculation on the heterogeneous computational systems. Thus calculation time required does not increase dramatically.

The presented solution in combination with the model for their transport growth forecasting and their aircraft fleet evolution can be applied to predict the fuel consumption and aviation environment impact within the framework of ecological doctrine of Russian Federation or within the environmental projects of various scales.

## **Совершенствование профориентационной работы в аэрокосмическом вузе**

Некрасова Р.Г., Сторожева И.Б.

МАИ, г. Москва

В последние годы российские высшие технические учебные заведения испытывают дефицит абитуриентов. С одной стороны, это явление обусловлено объективными причинами, в частности, демографическим кризисом, снижением численности выпускников общеобразовательных учреждений. С другой стороны, рыночные процессы вызвали серьезные изменения в сознании молодых людей, системе ценностей и приоритетов общества, вследствие которых техническое образование утратило прежнюю привлекательность. К тому же, рынок образовательных услуг в России в настоящее время значительно наполнен высшими учебными заведениями, в том числе, негосударственными, что существенно увеличивает уровень конкуренции среди вузов и, в частности, технических. В этих условиях возрастает актуальность целевой профориентационной работы инженерных факультетов и вузов, в частности, авиационных.

Сегодня авиакосмический комплекс России является одной из ведущих отраслей экономики страны и созданы все условия для его развития и укрепления. Поэтому возникла необходимость в увеличении численности молодых квалифицированных специалистов. Очевидна необходимость проведения планомерной и целенаправленной работы по привлечению абитуриентов именно в аэрокосмические вузы страны.

Эта деятельность требует обеспечения молодежи информацией о мире профессий, профильных учебных заведениях, возможностях профессиональной карьеры в авиакосмической отрасли. Надо ещё в школьный период формировать личную ответственность, осуществлять консультирование по вопросам выбора профессии, возможностей получения профессиональной подготовки с учётом индивидуальных способностей и склонностей школьников. Всё это является составляющими частями профориентационной работы – профессиональное просвещение, воспитание, консультирование, – системе мер, направленных на оказание помощи в выборе профессии.

Профориентационная работа, осуществляемая учебными заведениями, включает в себя и профессиональный отбор, в ходе которого формируется заключение о пригодности к определенному виду деятельности и способности получать соответствующее образование. К сожалению, вузы не всегда проявляют достаточно активности в проведении профориентационной работы среди школьников, нередко такая работа ведется без должного научного сопровождения. Неоспоримым является тот факт, что в аэрокосмические вузы поступает

большое количество случайных абитуриентов, не мотивированных к получению инженерных профессий, а нередко и не способных получить высшее инженерное образование.

Необходимо совершенствовать профориентационную работу, осуществлять управленческое воздействие на принципах своевременности, гибкости и достаточной материальной и интеллектуальной обеспеченности, при регулярном мониторинге результатов. Все это крайне необходимо в интересах привлечения наиболее подготовленной для обучения в техническом вузе категории молодежи.

### **Improving career in Aerospace University**

Nekrasova R.G., Storozheva I.B.

MAI, Moscow

In recent years, the Russian higher technical educational institutions lack of entrants. On the one hand, this phenomenon is due to objective reasons, in particular, the demographic crisis, a decrease in the number of graduates of educational institutions. On the other hand, market processes have caused major changes in the minds of young people, values and priorities of the society, which has lost the previous appeal of technical education. In addition, the market of educational services in Russia is now well filled with high school institutions, including non-State, which significantly increases the level of competition among universities and, in particular, technical. In these conditions, the growing relevance of target career engineering faculties and universities, in particular, of aircraft increases.

Today, aerospace complex of Russia is one of the leading sectors of the economy and created all conditions for its development and strengthening. Therefore, there is a need to increase the number of young qualified specialists. There is an obvious need for a sustained and targeted involvement of students in aerospace universities of the country.

This activity requires the provision of youth information about the world of professions, professional education, career opportunities in the aerospace industry. It is needed still at school to form the personal responsibility, provide advice on career choices, training opportunities based on individual abilities and inclinations of pupils. It is the constituent units of career-vocational education, foster care, counseling, is a system of measures aimed at assisting in the choice of profession.

Vocational work carried out by educational institutions, includes professional selection, during which a report on the suitability of a specific activity and the ability to receive the appropriate education. Unfortunately, universities do not always have sufficient activity in the career choice among school children, often such work is conducted without adequate scientific

support. It is undeniable that in aerospace colleges receives a large number of random students, not motivated to obtain engineering occupations, and often unable to get higher engineering education.

There is a need to improve career-guidance work, implement management impact on the principles of timeliness, flexibility and sufficient material and intellectual endowments, with regular monitoring of the results. All this is crucial in order to attract the most prepared for study at the Technical College of youth.

### **Формирование системы подготовки кадров для космической отрасли в интересах стран Евразийский экономический союз (ЕАЭС)**

Абильдаева К.Ж., Нуртаева Ш.Б.  
МАИ, г. Байконур, Республика Казахстан

В современном мире космическая отрасль является одной из наиболее приоритетных и наукоемких областей человеческой деятельности. Участие в космической деятельности в значительной мере определяет политический престиж современного государства, его экономическую, и научно-техническую и оборонную мощь.

Ввиду сложившихся экономических и политических реалий в рамках ЕАЭС, необходимо в полной мере использовать потенциал космодрома «Байконур». Для действующих организаций и предприятий, так и для вновь создаваемых, с перспективой эксплуатации объектов, необходима подготовка кадров, в реализацию которой, в известной степени, вовлечен и филиал «Восход» МАИ в городе «Байконур».

Предлагаем наладить подготовку квалифицированных специалистов из числа студентов филиала «Восход» МАИ, в том числе, обучающихся по грантам Министерства образования Республики Казахстан, что даст возможность быстро восполнить необходимые кадры для космической отрасли. Считаем что, было бы целесообразно проводить обучение на практике с непосредственным участием студентов из филиала по всему циклу технологической подготовки ракета-носителя (РН) к пуску (сборка, испытание, экспериментальная отработка) вплоть до запуска РН.

На подготовку специалиста на начальном этапе необходимо затратить до 6 лет, а для приобретения ими опыта практической работы еще 5-10 лет. Предлагаем сократить время для получения начальных практических навыков и дать возможность студентам, обучающимся в филиале, получить кроме теоретических знаний, хорошие практические навыки по подготовке и запуску РН, тем самым, придав вес к получаемым знаниям с целью дальнейшего трудоустройства на предприятиях космической отрасли. Ввиду того, в состав космодрома

«Байконур» входят – комплекс и жилой городок, доступ гражданам города на комплекс, где непосредственно проводится подготовка к пуску и запуск РН, оформляется в соответствии с нормативно-правовой базы Российской Федерации и Республики Казахстан. Поэтому студентам, желающим пройти практический курс на объектах космодрома «Байконур», предлагается пройти отбор на конкурсной основе по степени мотивации и критериям успеваемости. Интенсивность и продолжительность практических занятий должна соответствовать получаемому объему теоретических знаний. Тем самым, мы получим специалистов, уже имеющих базовые знания с практическими навыками, что заметно сократит расходы и время на подготовку кадров в космической отрасли.

### **Formation of system of training for space branch in interests of the countries of (The Euroasian economic union (EAES)**

Abildayeva K.Zh., Nurtayeva Sh.B.

MAI, Baikonur, Republic of Kazakhstan

In the modern world the space branch is one of the most priority and knowledge-intensive areas of human activity. Participation in space activity considerably defines political prestige of the modern state, its economic, scientific, technical and defensive power.

Considering the developed economic and political realities within EAES, it is necessary to use the capacity of “Baikonur” spaceport fully. For the operating organizations and the enterprises, and for again created, with prospect of operation of objects, its necessary to train the stuff, in which realization, to a certain degree, “Voskhod” branch of MAI of "Baikonur" city is involved. We suggest to adjust training of qualified specialists from students of “Voskhod” branch of MAI, including, trained on grants of the Ministry of Education of the Republic of Kazakhstan that will give the chance quickly to fill necessary shots for space branch. We consider that, it would be expedient to provide training in practice with direct participation of students from MAI branch on all cycle of technological preparation of launch vehicles (LV) for start-up (assembly, test, experimental working off) up to start of LV.

At the initial stage it is necessary to spend for training of the expert till 6 years, and for acquisition of experience of practical work of 5-10 more years. We suggest to reduce time for obtaining initial practical skills and to give the chance to the students who are trained in branch to receive except theoretical knowledge, good practical skills on preparation and start of LV, thereby, having given weight to the gained knowledge for the purpose of further employment at the enterprises of space branch. In view of the fact that the “Baikonur” spaceport shares on two zones – a complex and the inhabited town, access to citizens to a complex where preparation for start-up and start

of LV is directly carried out, is made out in compliance with standard and legal base of the Russian Federation and the Republic of Kazakhstan. Therefore the students wishing to complete a practical course on objects of the “Baikonur” spaceport are offered to pass selection on a competitive basis on degree of motivation and criteria of progress. Intensity and duration of a practical training has to correspond to the received volume of theoretical knowledge. Thereby, we will receive the experts who already have basic knowledge with practical skills that also considerably will cut down expenses and time for training in space branch.

### **Прогнозирование периодичности замен космических аппаратов длительного функционирования**

Золотов А.А., Нуруллаев Э.Д.  
МАИ, г. Москва

В работе рассматриваются вопросы обеспечения надежности космических аппаратов длительного функционирования.

Представлены методы нормирования надежности бортовых систем и обоснования ресурса космических аппаратов с учетом массовых ограничений и морального старения.

Представлены методы учета влияния достижений научно-технического прогресса при прогнозировании динамики изменения показателей надежности бортовых систем и ресурса космических аппаратов.

Показано, что учет морального старения приводит к сокращению периодичности замен космических аппаратов.

Работоспособность представленных методов проиллюстрирована на модельных примерах.

Полученные результаты могут быть полезными для специалистов по проектированию космических аппаратов и для студентов соответствующего профиля.

### **Forecasting of long functioning spacecrafts replacements frequency**

Zolotov A.A., Nurullaev E.D.  
MAI, Moscow

Questions of long functioning spacecrafts ensuring reliability are considered.

Methods of spacecrafts onboard systems reliability rationing and resource justification taking into account mass restrictions and an obsolescence are presented.

Methods of spacecrafts onboard systems and resource reliability indicators forecasting change dynamics taking note of scientific and technical progress achievements are presented.

It is shown that the accounting of an obsolescence leads to spacecrafts replacements frequency reduction.

Operability of the presented methods is illustrated on model examples.

The presented results can be useful to specialists in spacecrafts design and to corresponding profile students.

**Перспективы использования элементов ракетной техники  
универсального комплекса стэнд - старта экспериментально-  
технической базы**

Абильдаева К.Ж. , Орманов Б.А.

МАИ, г. Байконур, Республика Казахстан

Анализ современных тенденций и факторов развития космической деятельности свидетельствует о том, что ведущие страны мира прилагают значительные усилия, чтобы нарастить свой космический потенциал.

В настоящее время комплекс «Байконур» является крупнейшим в мире, с которого осуществляется наибольшее количество пусков в мире. С 2006 по 2013г. с космодрома «Байконур» было осуществлено 300 пусков.

В государственной программе «Развитие космической деятельности в Республике Казахстан на 2005-2007 годы», в правительственной Программе «Развитие инфраструктуры комплекса «Байконур» на 2007-2009 годы и проекте Программы «Развитие космической деятельности в Республике Казахстан на 2008-2020 годы» центральное место отводится использованию потенциала комплекса «Байконур». Одно из положений программы «Развития инфраструктуры комплекса Байконур на 2007-2009г.» гласит: - «Проведенный анализ состояния, предназначения и возможных направлений использования объектов комплекса «Байконур» дает основания рассматривать комплекс «Байконур» как самый важный инфраструктурный элемент для развития космической отрасли, открывающий возможности широкого участия Казахстана в глобальных международных космических программах и проектах.»

По проведенной комплексной оценке технического состояния универсального комплекса стэнд-старт (УКСС) - экспериментально-технической базы (ЭТБ), созданной по программе «Энергия-Буран» имеются следующие возможности: использования комплекса по прямому назначению в ракетно-космической деятельности, элементов ракетно-космической техники и элементной базы наземного технологического оборудования для создания учебно-материальной базы, которые в дальнейшем потребуются, как для узкой группы специалистов конструкторов и испытателей, так и для студентов технических ВУЗов Республики Казахстан в качестве наглядных

учебных пособий; создания музея космической техники, памятников и памятных знаков посвященных космонавтике.

Таким образом, рассмотренные выше предложения по сохранности и перспективам использования элементов ракетно-космической техники экспериментально-технической базы "Энергия-Буран", даст возможность реализовать некоторые инновационные привлекательные проекты, которые позволят развивать промышленность Республики Казахстан двойного назначения и использовать в будущем для изготовления элементов космической техники.

### **Prospects for use of elements of missile technology of stand - start experimental and technical "Energy-Buran" base of universal complex**

Abildayeva K.Zh., Ormanov B.A.

MAI, Baikonur, Republic of Kazakhstan

The analysis of current trends and factors of development of space activity suggests that the world leading countries make considerable efforts to increase its space potential.

Currently the "Baikonur" complex is the largest in the world from which the greatest number of starts-up in the world is carried out. From 2006 to 2013 from the "Baikonur" cosmodrome 300 starts-up were carried out.

In a state program "Development of space activity in the Republic of Kazakhstan for 2005-2007", in the government Program "Development of infrastructure of the "Baikonur" complex for 2007-2009 and in the draft Program of the "Development of space activity in the Republic of Kazakhstan for 2008-2020" the central place is given for use of the "Baikonur" complex potential. One of provisions of the program "Developments of infrastructure of a complex "Baikonur" on 2007-2009" says: - "The analysis of the state of destination and the possible uses of the objects of the complex" Baikonur "gives reason to consider the complex "Baikonur" as the most important infrastructure element for the development of the space industry, opens the possibility of participation of Kazakhstan in the global international space programs and projects".

On a comprehensive assessment of the technical condition of universal complex stand-start (UCSS) - an experimental technical base (ETB), created under the program "Energy-Buran" there are following features: use of the complex for its intended purpose in the aerospace activities, elements of space-rocket techniques and elemental base ground technological equipment to create a training base, which in future will be required, for a small group of specialists designers and testers, as well as for students of technical universities in the Republic of Kazakhstan as visual aids; creation of a museum of space technology, monuments and memorials dedicated to astronautics.



Thus, the above proposals on security and the prospects for the use of elements of missile and space technology experiments and technical basis of “Energy-Buran” will make it possible to implement some innovative attractive projects that will develop the industry of the Republic of Kazakhstan and the dual-purpose use in the future to produce the elements of space technology.

### **Влияние ограничений ИКАО на конкурентоспособность самолета Ил-96**

Опрышко Ю.В.  
МАИ, г. Москва

На данный момент российская дальнемагистральная гражданская авиация представлена единственным широкофюзеляжным самолетом Ил-96 в различных вариантах исполнения, который по ряду субъективных и объективных причин не может завоевать нишу на внутреннем и внешнем рынке широкофюзеляжных самолетов.

Высокий расход топлива, аналоговая система контроля, высокий уровень шумового загрязнения, и неудовлетворительное снабжение запасными частями в течение срока эксплуатации самолета обуславливает его отставание от конкурентов Боинг и Аэрбас. Однако говорить о полной неконкурентоспособности этого воздушного судна некорректно.

Высокий уровень потребляемого топлива вызван не только и не сколько неэкономичностью двигателей, а их количеством. Четыре двигателя, установленные на Ил-96 не только вызывают большой расход топлива и уровень шумового загрязнения, но и позволяют следовать кратчайшим маршрутом, в отличие от двухдвигательного самолета, маршрут следования которого по правилам ИКАО не должен отклоняться далее определенного времени полета с одним работающим двигателем от ближайшего аэропорта. Сравнить Ил-96 следует не с двухдвигательными экономичными аналогами, а с четырехдвигательными самолетами, расход топлива которых существенно выше, чем у двухдвигательных аналогов. Говорить о чрезмерном расходе топлива самолета Ил-96, сравнивая с двухдвигательными аналогами, значит сознательно занижать его конкурентоспособность.

Для того чтобы Ил-96 мог всерьез конкурировать с последними достижениями европейского и американского авиапрома, ОКБ «Ильюшина» необходимо развиваться в следующих направлениях:

- Модернизировать бортовую автоматизированную систему контроля.

- Совершенствовать интегрированную логистическую поддержку на протяжении жизненного цикла изделия.
- Разрабатывать вариант широкофюзеляжного самолета с двумя двигателями.
- Продвигать четырехдвигательный самолет Ил-96 на мировой рынок особенно в Австралию, Китай, Японию, Бразилию и др.

### **Influence of requirements by the International Civil Aviation Organization on Il-96 competitiveness**

Opryshko Yu.V.  
MAI, Moscow

For the moment, the Russian long-haul air transport is represented by a single widebody Il-96 aircraft of various design variants, which, for a number of objective and subjective reasons, cannot win a niche in the domestic and foreign markets of the wide-body aircrafts.

High fuel consumption, high level of noise pollution, and poor supply of spare parts during the lifetime of the aircraft determine its remaining behind the competitors, Boeing and Airbus. However, it is incorrect to talk about the complete lack of competitiveness of this aircraft.

The high rate of fuel consumption is caused not only and not so much by diseconomy of the engines as by their number. According to the requirements established by the International Civil Aviation Organization (ICAO), for reasons of safety of flights, the itinerary of any twin-engine aircraft should not deviate farther than by several hours of flight with one operating engine from the nearest airport. Using four-engined aircrafts can make it possible to shorten the route mileage and considerably save in conditionally variable costs. Thus, Il -96 can be successfully used on transpacific routes.

Il-96 should not be compared with the low-consumption twin-engine analogues, but with four-engined aircrafts, which have bigger fuel consumption than two-engined aircrafts. So, any talks about excessive fuel consumption of Il-96 aircraft, comparing it with twin-engine analogues, mean the conscious understating of its competitiveness.

Thus, to compare Il-96 with the latest advances of the European and American aviation industry seriously, the “Ilyushin” Development Design Bureau (OKB “Ilyushin”) needs to be developed in the following directions:

- To make or to buy modern avionics.
- To improve the integrated logistics support during the entire life cycle of the article.
- To develop a version of a widebody aircraft with two engines.
- To market four-engined Il-96 aircraft in the global market, especially in Australia, China, Japan, Brazil etc.

## **Перспективы развития сегмента деловой авиации на территории Самарской области**

Паршикова И.Е.

СГАУ, г. Самара

Деловая авиация сегодня – перспективное и развивающееся направление. Многие крупные компании и отдельные лица прибегают к её услугам. Недорогие, по сравнению с полноразмерными самолётами, маломестные бизнес-джеты прекрасно справляются с выполнением VIP – перелетов. В столице бизнес-авиация развивается достаточно давно, а теперь её плюсы начинают ценить и в регионах. В связи с этим, рассмотрим перспективы строительства центра бизнес-авиации в Самарской области.

Для улучшения ситуации в данном вопросе можно предпринять 3 пути развития: проектирование отдельного аэропорта на территории Самарской области, создание аэропорта деловой авиации на основе уже построенной в советский период летной полосы с обустройством прилегающей площади, либо создание отдельного примыкающего терминала на территории одного из крупных аэропортов (например, Международного аэропорта «Курумоч»). В ходе комплексного анализа определено, что самый малозатратный путь – модернизация терминала и ангаров на базе уже существующего аэропорта. В этом случае не потребуется строительство взлетно-посадочных полос, диспетчерского центра, и необходимых аэродромных сооружений, уже решена проблема дорожного сообщения в районе аэропорта.

Однако необходимо проанализировать, не будет ли работа центра деловой авиации негативно сказываться на работе аэропорта в часы пиковой загрузки. Существует несколько показателей описания пиковых периодов: показатель стандартной загруженности; показатель загруженности часа; показатель самого напряженного часа в расписании; показатель «Часа характерного пика». Поток через аэропорт имеют пиковые характеристики по месяцу года, по дню недели и по часу суток. Вид и время пиков зависят от характера транспортных потоков через аэропорт и от характера обслуживаемых районов. И если для авиакомпании максимальное использование производственных мощностей выгодно, то для аэропорта оно нежелательно. Баланс количества и качества – залог успеха центра бизнес-авиации.

В ходе решения задачи была рассчитана себестоимость выполнения рейса деловой авиации, возможных альтернативных видов воздушных судов и, соответственно, тариф на перевозку пассажиров. Кроме того, рассмотрено финансовое взаимодействие аэропорта и базирующихся на его территории, авиакомпаний бизнес-авиации, а также

проанализированы ситуации, при которых обеспечивается их взаимная прибыль.

### **Prospects for the development of business aviation segment in the Samara region**

Parshikova I.E.

SSAU, Samara

Business aviation today - promising and developing direction. Many large companies and individuals resort to its services. Cheap, compared with full-size aircraft, business jets Small capacity excellent job performing VIP - flights. In the capital, business aviation is developing quite a long time, and now beginning to appreciate its advantages and in the regions. In this regard, consider the prospects of building a center for business aviation in the Samara region.

To improve the situation in this regard can be done 3 ways of development: the design of a single airport in the Samara region, the development of business aviation airport on the basis of the already constructed during the Soviet period of the strip with the arrangement of the adjacent area, or to create a separate terminal adjacent to the territory of one of the major airports (for example, the International airport "Kurumoch"). In the course of complex analysis determined that the most cost-effective way - the modernization of the terminal and hangar on the basis of an existing airport. In this case, does not require the construction of runways, the dispatch center, and the necessary airfield installations already solved the problem of road communication in the airport area.

However, it is necessary to analyze whether the work will not be the center of business aviation have a negative impact on the work of the airport in peak hours. There are several indicators describe peak periods: a standard measure of congestion; indicator of congestion hours; indicator of a busy hour in the schedule; indicator of "Hour of the characteristic peak." Flows through the airport have peak characteristics month of the year, by day of the week and hour of the day. The type and time of the peaks depend on the nature of traffic flows through the airport and on the nature of the service area. And if the airlines maximum capacity utilization is beneficial, then it is not desirable for the airport. Balance of quantity and quality - the success of the center of business aviation.

In the course of solving the problem has been calculated the cost of the flight of business aviation, possible alternative aircraft types and, therefore, the tariff for the carriage of passengers. He also considered the financial interaction airport and based on its territory, the airlines business aviation, as well as analysis of the situation, which provide their mutual profit.

## **Финансирование инновационной деятельности в РФ**

Потапенко И.В.

МАИ, г. Москва

Целью научной работы является разработка концептуальных подходов к формированию государственной политики финансирования инновационной деятельности в Российской Федерации в период трансформации экономики направленной на повышение ее конкурентоспособности в условиях глобализации.

Главная задача работы: обосновать теоретические концепции формирования и использования на основе механизмов, показателей и инструментов, применяемых на российском финансовом рынке, финансовых ресурсов государства, организаций всех секторов экономики в решении проблемы финансирования инновационной составляющей при соблюдении заданных параметров финансовой безопасности.

Авторский подход к решению поставленной задачи состоит в анализе современного состояния инновационных процессов в экономике России через призму теории инноваций и в сравнении с зарубежным опытом; определении основных проблем финансового обеспечения национальной инновационной системы; формировании приоритетных направлений финансирования инновационной деятельности.

Основой исследования является взаимодействующая совокупность экономических отношений в экономической системе РФ при формировании и оптимальном финансировании инновационной деятельности в процессе реализации национальных интересов в многополярном глобализирующемся мире.

По мнению автора, задача государства, субъектов экономики состоит в трансформации экономической идеологии в отношении финансирования инновационных процессов и переход к экономике инновационноориентированной, базирующейся на интеллектуальных ресурсах, наукоемких и информационных технологиях.

## **Financing of innovative activity in the Russian Federation**

Potapenko I.V.

MAI, Moscow

The objective of this science paper is to develop conceptual approaches to the formation of the state policy regarding the financing of innovative activity in the Russian Federation in the period of economic transformation which aim is to improve its competitive ability in the age of globalization.

The main task of this paper: justify theoretical concept of the formation and use based mechanisms, indicators and instruments which apply on the

Russian stock market financial resources of the state, companies in all sectors of the economy to solve the problems of financing innovation component in compliance with the specified parameters of the financial security.

The author's approach to this issue solving includes both the analysis of the current state of innovation processes in Russia economy through the lens on innovation theory and in comparing to the foreign experience; identifying the main problems of financial support of the national innovation system; formation of priority areas of innovation financing.

The basis of this scientific research is the interactive set of the economic affairs in the structure of the economic system of Russia at the formation and optimal financing of innovative activity in the process of realization of national interests in a multipolar globalizing world.

According to the author, the government and economic agents challenge is to transform the economic ideology in point of financing of innovate processes as well as to innovation-driven economic which is based on intellectual resources, high-tech and information technology.

### **Анализ и оценка факторов конкурентоспособности продукции предприятий авиационной промышленности**

Просвирина Н.В., Лазников Н.М.

МАИ, г. Москва

В настоящее время с каждым днем по мере развития новых технологий в авиастроении все острее встает проблема повышения конкурентоспособности продукции предприятий авиационной промышленности России. Увеличение рынков сбыта продукции авиационного профиля, повышение объемов заказов на разработку новых и производство существующих образцов авиационной техники, снижение количества рекламаций и объемов ремонтного обслуживания авиационной техники, изготовленной ранее – это следствие правильного применения предприятиями методов повышения конкурентоспособности продукции авиационной промышленности.

Конкурентоспособность продукции данной отрасли определяется, с одной стороны, качеством товара, его техническим уровнем, потребительскими свойствами, с другой стороны — ценами, устанавливаемыми продавцами данной продукции. Однако, на конкурентоспособность также влияет множество других факторов. Так, к главным составляющим потребительских свойств товара, формирующим конкурентоспособность товара, необходимо добавить: уровень маркетинга и рекламно-информационного обеспечения; соответствие требованиям потребителя, техническим условиям и стандартам организации сервиса, авторского надзора, гарантийного обеспечения, обучение персонала приобретающей стороны; сроки

поставки, сроки гарантий; условия платежей; актуальность (своевременность) появления данного товара на конкретном рынке; политико-экономическую ситуацию в данном регионе, а также достаточность финансирования.

Таким образом, можно сказать, что совокупность всех преимуществ, способствующих успешной реализации продукции на рынке, определяет конкурентоспособность, количественная оценка которой проводится на основе сопоставления этих показателей с товаром-конкурентом, аналогичными образцами, которые получили признание, высокую оценку и обладают в данный период времени высоким спросом.

В данной работе проводится исследование влияния на конкурентоспособность продукции авиационной промышленности как совокупности изделий (продуктового ряда), так и других факторов (уровень сервисных услуг при эксплуатации авиатехники, привлекательность условий финансирования договоров и т.п.). Приводятся методы анализа факторов конкурентоспособности, выбора наиболее значимых и ранжирования их по степени влияния на показатель конкурентоспособности продукции авиационной отрасли.

Практическая значимость данного исследования состоит в возможности управления объемами продаж и выручки изменениями факторов конкурентоспособности.

### **Analysis and rating of competitiveness factors of products in aircraft industry companies**

Prosvirina N.V., Laznikov N.M.

MAI, Moscow

Day by day the question of competitiveness of products in aircraft industry become a question of current interest in Russia increasing markets of aviation profile's products, increasing demands for the development of new and production of existing aircraft models, reduction the number of complains and amount of repairing service of aeronautical engineering, which is made earlier - it is a consequence of correct using of methods of increasing competitiveness of aircraft industry.

Competitiveness of products of this sphere, on the one hand determined by the quality of product, its technical level, consumer properties, on the other hand-prices, which are installed by the seller. However, lots of other factors affects the competitiveness.

We can add: the level of marketing, advertising and information support; compliance with the requirements of the consumer, technical conditions and standards of service organization, supervision, warranty provision, training of acquirer: delivery time, warranty period; relevance (timeliness) of the

appearance of the product in a particular market; politico-economic situation in the region, as well as adequacy of funding.

Thus, we can say that the totality of all the benefits that contribute to the success of products in the market, determines the competitiveness, quantitative assessment which is based on a comparison of these figures with those of a competitor, the same pattern, which are recognized, well estimated and have a high demand nowadays.

This research informs us about impact on the competitiveness of the aviation sector as a set of products and other factors. We used methods of analysis of competitiveness factors. We chose the most important methods and ranked them according to competitiveness in aviation sector.

Practical significance of this research is the ability to control the amount of sales by means of changing the factors of competitiveness.

### **Внедрение Системы менеджмента знаний как средство повышения конкурентоспособности продукции авиационно – космической промышленности**

Афонина О.А., Рузаков М.А., Кириченко Н.В.  
МАИ, г. Москва

Для достижения успехов в конкурентной борьбе на мировом авиарынке следует использовать Систему менеджмента знаний (СМЗ), разработанную и утвержденную Национальным стандартом Российской Федерации ГОСТ Р 53894 – 2010 «Менеджмент знаний. Термины и определения», которая позволяет сохранить и повысить богатый научно – технический и производственно – технологический потенциалы, которые были накоплены авиационно – космической промышленностью. Внедрение СМЗ позволит не потерять тот богатый опыт, который был наработан в прошлом и который поможет повысить конкурентоспособность российской авиатехники.

СМЗ способствует решению самых разнообразных проблем авиационно – космической промышленности, таких как выбор современных методологий управления, технологий, решения человеческих и культурных аспектов.

Знания, как и другие нематериальные активы, следует рассматривать как фундамент успеха работы авиационно – космической промышленности. Распространению новых знаний в настоящее время уделяется недостаточное внимание и в основном оно сводится к увеличению компьютерных средств. Одной из основных первоначальных задач СМЗ является применение четких гостированных общепринятых терминов и определений, что приводит к повышению культуры производства и значительному экономическому эффекту.



Предлагается на предприятиях авиационно – космической промышленности создать организационную структуру во главе с главным специалистом СМЗ, который осуществляет общее руководство, то есть формулирует и отстаивает идею менеджмента знаний, задает тон при внедрении новых инициатив, несет полную ответственность за получение новых знаний, их распространение и применение в деятельности.

Краткое определение знаний – это набор данных и информации. В более широком аспекте знания включают различные комбинации новых технологий, производственного опыта, эмоции, значений величин, идей, интуиции, мотивации, стилей обучения, способность решать сложные проблемы, открытости, умение работать в компьютерной сети, коммуникабельности, отношения к риску, наличия духа предпринимательства. Использование знаний приводит к накоплению ценных активов, улучшает способность действовать и принимать эффективные решения.

Инвестирование в СМЗ приводит к большой отдаче от работающих. Необходимо постоянное обучение сотрудников на всех уровнях работы на авиапредприятиях, которые повышают культуру производства.

### **Adoption of knowledge management systems for increase in competitiveness of aerospace industry**

Afonina O.A., Rusakov M.A., Kirichenko N.V.

MAI, Moscow

To be successful in competition for global aerospace market companies should adopt knowledge management systems (KMS) developed and approved by Russian Federation standard (GOST R 53894 -2010 “Knowledge management. Terms and definitions”). KWS will preserve and improve high sci-tech, engineering and manufacturing capabilities accumulated by aerospace industry. The adoption of KWS will also keep vast experience to date that helps to increase competitiveness of Russian aircrafts.

KWS will solve such issues in aerospace industry as selection among modern management philosophy, technologies, solving cultural and human aspects.

Knowledge and other intangible assets should be considered a firm basis for success in aerospace industry. Knowledge dissemination is not in the focus of attention. More attention are paid to supply and installation of computer equipment. One of the initial KWS tasks is implementation of unambiguous terms and definitions that results in production practice improvements and significant economic benefits.

I propose to establish management structures at aerospace enterprises, which are headed by senior KWS specialist, who provides common management, i.e. promote KWS, propose and implement new initiatives and is fully responsible for new knowledge acquisition, dissemination and implementation.

Knowledge is a data set in a brief definition. Broadly defined knowledge encompasses many kinds of new technology combinations, production work experience, emotions, values of the variables, ideas, intuitions, motivations, styles of education, difficult problem solving, open-mind, computer proficiency, inter-personal skills, risk attitude, entrepreneurship. Knowledge implementation leads to valuable asset accumulations, improve ability to act and to efficient decision making.

Investments in KWS result in increase of employees efficiency. There is a necessity in continuing education of employees at aerospace enterprises to improve production practices.

**Совершенствование механизма технико-экономического обоснования проектов по созданию автоматических космических аппаратов**

Рысаева Н.В.

Организация «Агат», г. Москва

Целью данной работы являлось создание единого механизма технико-экономического обоснования (ТЭО) проектов по созданию автоматических космических аппаратов (АКА), основная функция которого заключается в поддержке процесса принятия управленческих решений и контроля стоимости на всех этапах жизненного цикла (ЖЦ) проекта.

Первым этапом разработки являлся анализ существующих отечественных нормативно-методических документов и информационных материалов, связанных с проведением ТЭО космических проектов (КП), в результате которого был определен круг основных проблем, а именно:

- ключевая роль в ТЭО КП отводится оценке стоимости проекта, в то время как такие процедуры, как анализ конкурентоспособности, оценка экономической эффективности, анализ чувствительности, учитывающих специфику проектов по созданию АКА, недостаточно проработаны;
- несоответствие отдельных методик оценки стоимости создания АКА их современному уровню развития.

Вторым этапом исследования являлась разработка теоретических и методических основ проведения ТЭО проектов по созданию АКА,

базирующихся на единых принципах и унифицированных методах расчета.

В основу единого механизма проведения ТЭО КП положены принципы непрерывности, комплексности, декомпозиции и итерационности. Согласно данным принципам, процесс ТЭО должен охватывать все стадии ЖЦ проекта, носить комплексный характер и представлять собой ряд последовательных итераций, то есть должен рассматриваться как процесс последовательного приближения и уточнения, начиная с самых ранних этапов разработки до серийного изготовления изделия. При этом процедура ТЭО представляет собой совокупность мероприятий, включающих оценку сравнительной эффективности, оценку абсолютной эффективности, включая оценку стоимости проекта, и анализ чувствительности. Поскольку ТЭО в силу специфики проектов проводится в условиях высокой неопределенности, заключительный этап (анализ чувствительности) представляется неотъемлемым.

Результатом исследования является разработка методических основ проведения ТЭО проектов по созданию АКА на этапе системного проектирования.

### **The improvement of the techniques of feasibility study of projects to create spacecraft**

Rysaeva N.V.

Organization "Agat", Moscow

The aim of this research was development of unified techniques of feasibility study of projects to create spacecraft. The main function of these techniques is a support of management decision and cost control at all stages of the project life cycle.

The first stage of research was an analysis of Russian regulations and publications in the area of feasibility study of projects to create spacecraft. As a result, the following problems were identified:

- The main phase of feasibility study of projects to create spacecraft is cost estimate, while competitive analysis, economic efficiency estimation, sensitivity analysis are not sufficiently elaborated and don't take into consideration specifics of projects to create spacecraft;

- Obsolescence of individual methods of cost estimate and the discrepancies regarding the level of its development.

The second stage of research was development of theoretical and methodological bases of feasibility study of projects to create spacecraft creating on common principles and unified calculation methods.

Basis of feasibility study includes the principles of continuity, comprehensiveness, decomposition and iterative. According to this, the

process of feasibility study should cover all stages of project life cycle, should be comprehensive and should be series of successive iterations. Therefore, feasibility study of projects to create spacecraft is process of successive approximation and further refinement from the earliest stages of development to full-scale manufacture of spacecraft. Herewith the process of feasibility study should include competitive analysis, economic efficiency estimation (including cost estimate) and sensitivity analysis. As feasibility study is carried out in conditions of high level of uncertainty by virtue of projects specificity, sensitivity analysis seems to be inherent.

The result of this research is development of methodological bases of feasibility study of projects to create spacecraft on the stage of system design.

### **Проблемы технического обслуживания и ремонта воздушных судов авиакомпаний южно-азиатского региона**

Сое Тху

МАИ, г. Москва

В южно-азиатском регионе наблюдается интенсивное развитие транспортных систем, в том числе и систем воздушного сообщения. Модернизируются существующие аэропорты, создаются новые. One of the main services at airports renders services on maintenance and repair (MRO) of aircraft. 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 и обеспечения рентабельности функционирования таких центров.

Первым этапом исследования является создание модели ТоиР. При этом рассматриваются авиакомпании южно-азиатского региона, их преимущества и недостатки в сфере услуг Тои Р.

Вторым этапом является анализ воздушных судов данного региона, которым необходимы услуги по ТоиР.

На третьем этапе разрабатывается технико-экономический критерий для создания сети центров технического обслуживания на аэродромах региона.

Далее с применением данного критерия сеть оптимизируется. На данном этапе исследований предлагается структура методики и критерий.

### **Problems of maintenance and repair of aircraft flights in South Asian region**

Soe Thu

MAI, Moscow

In the South Asian region is witnessing rapid development of transport systems including systems and air traffic. To achieve this development, have to modernize existed airports, and then create new ones. At the airport as one of the main services is providing services for maintenance and repair (MRO) of the aircraft. To do this, create a modern center for maintenance and repairs.

Well known that every aircraft has its own individual maintenance and repair system, developed by the design. In MRO system basic elements include that MRO concept, MRO requirements, structure, list of tasks and performed techniques 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 MRO information security.

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. Moreover need to ensure that, the profitability of such centers.

The first stage of this study is to create a model of MRO. Here consider the airline of South Asian region, their advantages and disadvantages in the service of the MRO.

The second step is to analyze the aircraft in the region which need services for MRO.

In the third stage the technical and economic criteria to create a network of service centers, on the ground in the region.

Next, using this criterion the network is optimized. At this stage, describe the research methodology and structure of the proposed criterion.

### **Методы повышения экономической активности предприятий авиационной промышленности**

Сундеева Ю.А.

МАИ, г. Москва

Для реализации мероприятия Государственной программы города Москвы «Стимулирование экономической активности на 2012-2016 гг.» необходимо разработать методы. Разработанные методы повышения экономической активности могут лечь в основу разработки организационно-экономического механизма, который включает:

1. Разработку метода оценки эффективности производственной деятельности промышленных предприятий города.

2. Классификацию предприятий промышленности по группам на основе результатов оценки эффективности их производственной деятельности на эффективно и неэффективно работающих, в том числе являющихся убыточными.

3. Предложение комплекса мер поддержки для дальнейшего развития промышленного потенциала эффективно работающих предприятий.

4. Предложения мер экономического принуждения неэффективных предприятий промышленности к сохранению и развитию производственной деятельности.

5. Совершенствование нормативно-правовой базы для реализации механизма стимулирования сохранения и развития промышленного потенциала города Москвы. Для эффективно работающих предприятий промышленности предлагается система льгот и преференций:

6. Система льгот и освобождений по налоговым платежам (освобождение от уплаты налога на имущество, понижение налога на прибыль и налога на транспортные средства) - для экономически активных предприятий, чья рентабельность продаж превышает средний уровень по коду ОКВЭД по данным ФНС РФ, может быть предложено поэтапное снижение ставки налога на прибыль в части региональной составляющей:

- в первый год на 2%;
- во второй год, при условии роста рентабельности продаж, еще на 2%;
- в третий год, при сохранении роста рентабельности продаж, еще на 2,5%.
- Таким образом, за три года ставка налога на прибыль может быть снижена на 6,5%.
- Кроме того, для эффективных предприятий может быть предусмотрена отмена налога на имущество на срок до пяти лет в случаях, когда предприятием проведено обновление основных фондов на 80%.
- Льготы по арендной плате за нежилые помещения и земельные участки, а также отмена налога на землю.
- Снижение тарифов на электрическую и тепловую энергию.

Увеличение поступлений в доходную часть бюджетов всех уровней на основе реализации комплекса мер по стимулированию предприятий к эффективной производственной деятельности и мер экономического принуждения к сохранению производственной деятельности для

промышленных предприятий города, сменивших вид экономической деятельности.

## **Methods of increase of economic activity of the enterprises aviation industry**

Sundeeva Yu.A.

MAI, Moscow

"Stimulation of economic activity for 2012-2016" it is necessary to develop methods for realization of action of the State program of the city of Moscow. The developed methods of increase of economic activity can form the basis of development of the organizational and economic mechanism that includes:

1 Development of a method of an assessment of efficiency of a production activity of the industrial enterprises of the city.

2 Classification of the enterprises of the industry by groups based on results of an assessment of efficiency of their production activity on effectively and inefficiently working, including being the unprofitable.

3 The offer of a package of measures of support for further development of industrial capacity of effectively working enterprises.

4 Offers of measures of economic coercion of the inefficient enterprises of the industry to preservation and development of a production activity.

5 Improvement of standard and legal base for realization of the mechanism of stimulation of preservation and development of industrial capacity of the city of Moscow. For effectively working enterprises of the industry the system of privileges and preferences is offered:

- The system of privileges and releases on tax payments (release from payment of the property tax, reduction in tax for profit and a tax on vehicles) for economically active enterprises, whose profitability of sales exceeds the average level on the OKVED code according to FNS of the Russian Federation, stage-by-stage decrease in a rate of income tax regarding a regional component can be offered:

- In the first year for 2%;

- In the second year, on condition of growth of profitability of sales, for 2%;

- In the third year, at preservation of growth of profitability of sales, for 2,5%.

- Thus, in three years the rate of income tax can be lowered by 6,5%.

- Besides, for the effective enterprises cancellation of the property tax for a period of up to five years can be provided in cases when the enterprise carried out updating of fixed assets for 80%.

- Privileges on a rent for non-residential premises and the land plots, and cancellation of land tax.

- Reduction of tariffs for electric and thermal energy.

Increase in receipts in revenues of budgets of all levels based on realization of a package of measures on stimulation of the enterprises to an effective production activity and measures of economic coercion to preservation of a production activity for the industrial enterprises of the city that replaced a type of economic activity.

### **Роль менеджмента рисков в совершенствовании качества услуг пассажирских авиаперевозок**

Денискина А.Р., Фомкин А.Б.

МАИ, г. Москва

В сентябре 2015 года ожидается публикация новой версии стандарта на системы менеджмента качества ISO 9001:2015. В основу обновлённого стандарта легло мышление на основе рисков, которое является частью процессного подхода и позволяет выявить возможности для улучшения.

В новом стандарте риск определяется как влияние неопределенности на ожидаемый результат.

Процесс менеджмента риска заключается в определении ситуации, оценке риска и воздействии на риск.

В условиях неустойчивых политических и экономических отношений в России и мире, оценка рисков становится жизненно необходимой для всех организаций. Особую роль менеджмент рисков играет в авиации, так как авиаперевозки наиболее чувствительны к изменению внешней среды. Наблюдаемое в настоящее время снижение темпов роста авиаперевозок в России является тревожным фактором, свидетельствующим о возможном приближении нового кризиса и о необходимости принятия авиакомпаниями превентивных мер.

Авиация подвергается следующим основным видам рисков:

- экономический (в том числе финансовый и маркетинговый);
- человеческий (в том числе социальный);
- технический (в том числе надёжности);
- политический (в том числе правовой);
- окружающей среды.

Вышеупомянутые риски необходимо рассматривать системно, так как в совокупности их влияние на показатели качества услуг авиаперевозок может быть критическим.

Качество пассажирской авиаперевозки зависит от таких показателей, как безопасность и оборудование самолётов, клиентоориентированность персонала, качество услуг поставщиков, от организационной и рыночной составляющей, а также от поведения самих пассажиров. Негативные факторы могут сильно влиять на вышеупомянутые



показатели качества, а, следовательно, и на качество услуг для пассажиров. При этом особенность услуги состоит в том, что, в отличие от продукции, её практически невозможно исправить, если она уже предоставлена потребителю.

В настоящее время в целях совершенствования качества услуг пассажирских авиаперевозок, повышения возможности достижения целей и устойчивости к внешней среде авиакомпаниям необходимо уделять особое внимание риск-менеджменту, который должен стать неотъемлемой частью системы менеджмента качества, в первую очередь на этапе планирования деятельности.

### **The role of risk management in quality improvement of passenger air transport services**

Deniskina A.R., Fomkin A.B.

MAI, Moscow

In September 2015 the publication of the new version of the standard for quality management systems ISO 9001:2015 is expected. Risk-based thinking as a part of process approach allows to identify opportunities for improvement and it has become the basis of the updated standard.

The new standard defines risk as effect of uncertainty on an expected result.

The process of risk management consists of establishing the context, risk evaluation and reaction on risk.

Under conditions of unstable political and economic relations in Russia and in the world, risk assessment becomes vital for all organisations. Risk management plays a special role in aviation, because air travel is particularly sensitive to environmental changes. Decline in growth of air transport in Russia observed at present is an alarming factor pointing to a possible approach of a new crisis and to the need to take preventive measures by the airlines.

Aviation is subject to the following principal risks:

- economic (including financial and marketing);
- human (including social);
- technical (including reliability);
- political (including legal);
- environmental.

The above-mentioned risks should be considered systematically, because their sum impact can be critical for quality of air service.

The quality of passenger air travel depends on such factors as safety and aircraft equipment, customer-oriented approach of the personnel, service quality provided by suppliers, on the organisational and market components, as well as the behaviour of passengers themselves. Negative factors can

greatly influence the above-mentioned indicators of quality and, consequently, on the service quality for passengers. It should be noted that services unlike products are almost impossible to correct, if they have already been provided to the customer.

Currently, in order to improve the quality of passenger air service, to increase the opportunity to achieve the goals and sustainability to the external environment airlines should pay particular attention to risk management, which should become an integral part of the quality management system, especially at the stage of activity planning.

**Разработка комплекса моделей формирования организационно-экономического обеспечения парирования угроз в условиях неопределенностей**

Хмелевой В.В., Теплов Ю.А.

МАИ, г. Москва

Проектирование организационно-экономического обеспечения (ОЭО) авиационно-ракетной системы противодействия угрозам со стороны внешней среды представляет одну из ключевых проблем исследования безопасности страны. При этом особое значение приобретает создание комплекса взаимосвязанных структур в ОЭО, которые осуществляют разработку и производство новой авиационно-ракетной техники, а также ее доставку в соответствующие организации, противодействующие угрозам в соответствии с целями и задачами предотвращения конфликтов в условиях неопределенностей и минимизации их опасных последствий.

Разработка комплекса моделей формирования ОЭО основана на фундаментальных положениях предотвращения конфликтов любой природы и масштабов в условиях противостояния враждующих сторон.

Современный конфликт представляет собой системное явление с элементами рефлексивного управления, которое характеризуется материальным, информационным, психологическим, идеологическим и прочими взаимосвязанными аспектами.

Организационно разработка и производство новой авиационно-ракетной техники представлены конгломератом научно-производственных объединений (НПО), кооперация и специализация которых позволяет наилучшим образом осуществить создание новой техники с такими характеристиками, которые обеспечивали бы ее заданную боевую эффективность.

Поставка изделий в организации противодействия угрозам представлена логической сетью, составленной из центральных и региональных центров складирования, распределения и транспортировки изделий. Успех функционирования сети в

значительной степени определяется согласованной номенклатурной политикой отдельных центров и сети в целом.

В ОЭО системы противодействия угрозам включена система управления созданием новой техники, основу которой составляет информационно-компьютерные платформы.

Предложенное ОЭО является основой для определения состава НПО, участвующих на конкурсной основе для получения заказов на разработку технических систем.

Выполнено при финансовой поддержке РГНФ. Грант № 12-02-00428.

### **Develop a set of models of the formation of organizational and economic support parry threats in an uncertain environment**

Khmelevoy V.V., Teplov Yu.A.

MAI, Moscow

Designing organizational and economic support (ECS) air-missile system to counter threats from the external environment is one of the key problems of national security studies. Particular importance is the creation of a complex of interconnected structures in the OEE, which carry out the development and production of a new air-missile technology, as well as its delivery to the respective institutions, countering the threat in accordance with the objectives of conflict prevention in the context of uncertainty and minimize their harmful effects.

Develop a set of models of formation of ECS based on fundamental provisions preventing conflicts of any nature and extent of the confrontation between the warring parties.

Modern conflict is a systemic phenomenon with elements of reflexive control, which is characterized by the material, information, psychological, ideological and other interrelated aspects.

Organizational development and production of new air-missile technology represented a conglomerate research and production associations (RPA), cooperation and specialization which allows the best way to implement the creation of new technology with features that would ensure its combat effectiveness of a given.

Delivery of products to counter threats to the organization represented by the logical network, made up of national and regional centers, warehousing, distribution and transportation of products. The success of the operation of the network is largely determined by the agreed policy of the nomenclature of the individual centers and the network as a whole.

In ECS's system to counter threats included the creation of the control system of the new technology, which is based on information and computer platforms.

Proposed ECS is the basis for determining the composition of NGOs participating on a competitive basis for demands for the development of technical systems.

The theses are worked up with support of Russian Foundation for Humanities Grant № 12-02-00428.

### **Роль аддитивных технологий на современном этапе развития авиационной и ракетно-космической техники**

Чумаков Д.М.

Организация «Агат», г. Москва

Исторически сложилось, что аддитивные технологии (Additive Manufacturing - AM), или технологии послойного синтеза, впервые были применены именно в аэрокосмической отрасли промышленности. В настоящее время отрасль считается главным заказчиком и потребителем AM-технологий, которые предоставляют ей значительный инновационный задел для создания военной и гражданской техники.

В конструкторском и технологическом плане AM-технологии позволяют решить две важнейшие задачи. Во-первых, на порядок ускорить научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки новых образцов техники и сократить время на подготовку к серийному производству. Во-вторых, реализовать основные принципы создания конструкторских материалов с новыми механическими свойствами, так как текущее производство узлов и агрегатов, изготавливаемых традиционными методами из труднообрабатываемых сплавов металлов, ведет исключительно к повышению стоимости и трудоемкости выполняемых работ.

Несмотря на техническую сложность и достаточно ощутимые первоначальные затраты, производство компонентов ракетных двигателей и спутниковых аппаратов на основе AM-технологий получает все большее распространение в мире. Признанными лидерами в развитии инновационных направлений считаются компании США и Европы. При участии компаний Boeing, Lockheed Martin, General Electric (GE), Airbus Group, Rolls-Royce и ряда правительственных организаций создаются консорциумы, научно-инновационные институты, исследовательские центры AM-технологий. Под перспективные проекты выделяются как государственные средства, так и частные инвестиции.

В российской промышленности внедрение AM-технологии пока не получило должного внимания со стороны государственных заказчиков. Отдельные проекты отечественных научно-исследовательских институтов не носят системного характера и ограничиваются лабораторными исследованиями. Необходимо понять, что без разработки национальной программы развития, создания отечественной

индустрии АМ-машин, привлечения коммерческих партнеров Россия будет отставать в инновационной сфере, а, следовательно, проиграет в конкурентной борьбе в авиационной и ракетно-космической отраслях промышленности.

Из-за своих технологических преимуществ и экономической выгоды АМ-технологии можно справедливо отнести к технологиям XXI-го века, поэтому их использование в скором будущем станет верным индикатором инновационного развития любого прогрессивно развивающегося государства.

### **The role of Additive Manufacturing at the present stage of aviation and space technology development**

Chumakov D.M.

Organization “Agat”, Moscow

Historically, Additive Manufacturing (AM) or technology of layer-by-layer synthesis was first used in the aerospace industry. Today this industry is the main consumer of AM products that provides it with substantial innovative background for producing military and civil technology.

In the design and technological terms AM solves two important problems. Firstly, it streamlines Research and Development (R&D) of new vehicles and reduces preparation time for serial production. Secondly, it implements the basic principles of creating constructive materials with new mechanical properties, as current production of units and components leads to increased costs and worse labor-output ratio.

Despite the technical complexity and considerable initial costs, producing rocket engines and satellites components based on AM is becoming more popular worldwide. The US and Europe are leaders in this innovative direction. With participation of Boeing, Lockheed Martin, General Electric (GE), Airbus Group, Rolls-Royce and several governmental organizations consortiums, research institutes, and research AM centers are being established. Future public and private investments are planned.

In Russian aerospace industry AM adaptation hasn't received proper attention from the state-owned entities. There are only individual projects of research institutes that have limited lab studies. Russia requires national program of AM development, domestic industry of AM-machines, attracting commercial partners. There is innovative lag without it and, therefore, our country will lose competitiveness in aviation and space industries.

Due to its technological advantages and economic benefits AM can rightly be attributed to technologies of XXI century, so their usage will be a benchmark of innovative progress of any developed country in the near future.

## Совершенствование системы внутренних аудитов

Денискина А.Р., Шевковский А.А.

МАИ, г. Москва

Основной характеристикой продукта авиакосмической отрасли является безопасность. Обеспечение качества не гарантирует безопасность, а лишь оказывает помощь руководству в достижении необходимой стандартизации систем организации, чтобы снизить риск происшествий.

В современных авиакомпаниях достижение высокого уровня безопасности происходит за счет внедрения системы управления безопасностью полетов (СУБП). В условиях постоянного сотрудничества с другими авиакомпаниями, возникает необходимость аудита управления, отчетности, обеспечения ресурсами и эксплуатационной безопасности каждого партнера. Однако большое количество аудитов влечет большие затраты на проверку уровней безопасности. С целью организации безопасных, регулярных и рентабельных воздушных перевозок, а также содействия совместной работе всех авиакомпаний-участников была создана Международная ассоциация воздушного транспорта ИАТА. В рамках ИАТА главным инструментом оценки безопасности является программа аудита эксплуатационной безопасности IOSA. Результатом такой проверки является отчет, доступ к которому разрешается по согласованию с ИАТА и авиакомпанией. Система документации программы IOSA учитывает все аспекты проведения аудитов и включает в себя: руководство по стандарту, руководство по программе, руководство аудитора, справочное руководство, рекомендуемые практики для авиакомпаний.

Аудит IOSA проводится квалифицированными специалистами, которые прошли обучения в специальных учебных организациях и имеют необходимые опыт и знания. Все требования к аудиторам, аудирующим и учебным организациям учтены в руководстве по программе IOSA. Такой структурированный подход позволяет не только сократить затраты на проведение аудитов авиакомпаний-партнеров, но и совершенствовать управление, планирование, подготовку персонала, производство полетов, СУБП и систему документации. Программа эксплуатационного аудита предусматривает, что ИАТА производит оценку отчета аудирующей организации, которая произвела проверку авиакомпании на соответствие требованиям стандарта IOSA. Однако эту схему можно модернизировать разделив обязанности аудирующей организации между ИАТА и авиакомпанией. На основе результатов тщательного внутреннего аудита, сопровождаемого подробным отчетом, проведенного высококвалифицированными и специально

подготовленными аудиторами возможно принятие решения о регистрации или ее продлении. Такое изменение программы аудита эксплуатационной безопасности

позволит снизить материальные и временные затраты авиакомпаний,

Результатом выполненной работы является новый подход к проведению аудита эксплуатационной безопасности, который подразумевает передачу части обязанностей аудлирующей организации в отдел внутренних аудитов.

### **Improvement of the internal auditing system**

Deniskina A.R., Shevkovskiy A.A.

MAI, Moscow

Safety is one of the major characteristics of an aerospace industry product. Quality assurance does not guarantee safety. It just only assists top management in achieving necessary standardization to reduce a risk of accidents.

In modern airlines implementation of a safety management system (SMS) provides an opportunity to achieve a high level of safety. In the context of the ongoing cooperation with other airlines, there is a necessity of management system audits, audits of statutory accounts, audits of the resource provision and operational safety audits. However the great number of audits leads to heavy expenses involved in the inspections of safety levels. In an effort to develop safety, regular and profitable air conveyances and to cooperate work of member-airlines there was established International Air Transport Association – IATA. In the context of IATA the main safety assessment tool is IATA Operational Safety Audit – IOSA. The result of this evaluation is a report accessible for other airlines only with the permission of IATA and the airline, which is owner of the IOSA audit report (IAR). The IOSA documentation system takes into account all aspects of the conduction of an audit and involves: Standard Manual, Program Manual, Auditor Handbook, Reference Manual for Audits Program and Procedures and Guidance for Airlines Manual.

IOSA is conducted by qualified experts, who have required experience, knowledge and have received training in special endorsed training organizations. All requirements for auditors, auditing and training organizations are considered in the IOSA Program Manual. Such a structured approach allows not only reduce expenses involved in auditing partner airlines, but improving management, planning, training, flight operations, SMS and the system of documentation. IOSA provides that IATA makes an assessment of the IAR prepared by an auditing organization which has conducted an audit of an airline against requirements of the IOSA standard. However this system can be modernized by splitting responsibilities of the

auditing organization between IATA and an airline. Making a registration decision can be based on the results of a detailed internal audit with a detailed report prepared by highly qualified and specially trained personnel. This modifying of the audit program will allow reducing material and timing expenditures.

The result of this work is a new approach to conduct IOSA audit. It involves partial delegation of auditing organization's responsibility to an internal audit department.

**Исторические аспекты формирования организационно-экономического механизма для создания гражданской авиации в России**

Щербанов А.С.  
МАИ, г. Москва

«По сути, концепция мотива прибыли не просто бесполезна – она вредна. ... Именно из-за этой концепции многие считают, что существует внутреннее противоречие между получением прибыли и способностью компании выполнять свой долг перед обществом» Питер Ф. Друкер. американский ученый в области управления.

Гражданская авиация является той компанией, которая выполняет свой долг перед обществом, ее задача не получение максимальной прибыли, как это записано почти во всех уставах, а осуществление важнейшей функции соединения центра страны и отдаленных регионов, поэтому и авиационной промышленности, создающей самолеты и вертолеты для гражданской авиации, необходимо идти тем же путем.

Россия на рубеже 20 и 21 столетия в силу объективных и субъективных причин перешла к рыночной экономике, согласно Конституции РФ, ст.35, п.1 «Право частной собственности охраняется законом». А это утвердило право на частное владение производством авиационной техники.

Первопроходцы рыночной экономики пошли путем, что рынок «невидимой рукой» все отрегулирует. Но строить рыночные отношения на частной собственности в условиях отмененной общенародной собственности – такой задачи в мировой практике еще не было. Эта задача решалась таким образом - «берите суверенитета сколько хотите». В результате из одной авиакомпании «Аэрофлот» выделилось сотни частных компаний, задача которых была получение максимальной прибыли для владельцев. Авиационная промышленность отошла от централизованного управления и до 2008 г. переходила из одного ведомства в другое. В настоящее время авиапром нашел свое постоянное место в Минпромторге. Это явилось результатом того, что не было методологии и организационно-экономического механизма



создания нового авиапрома в условиях частной собственности, т.е. капитализма.

Такая же ситуация с зарождением авиационной промышленности была в прошлом веке, в 1917 г. Это был переход от частной собственности к общественной. В тот период в России была послевоенная разруха. За период в 20 лет появился отечественный авиапром, который признал весь мир.

При создании авиапрома в настоящее время необходимо учесть опыт того, что было сделано в прошлом. При создании и управлении предприятиями авиапрома нельзя пользоваться моделями зарубежных предприятий, так как в России предприятия авиапрома являются градообразующими.

### **Historical aspects of formation of the organizational-economic mechanism to create a civil aviation in Russia**

Shcherbanov A.S.

MAI, Moscow

"In fact, the concept of profit motive does not simply useless-it is harmful. ... It is because of this concept, many believe that there is an inherent contradiction between profit and the company's ability to fulfill its duty to the society, "Peter f. Drucker the american scientist in the field of management.

Civil aviation is a company that performs its duty towards the society, its task is not getting the maximum profit, as recorded in almost all the statutes, and the implementation of the most important functions of connection and remote regions of the central part of the country, and therefore the aircraft industry that produces airplanes and helicopters for civil aviation , should go the same way.

Russia at the turn of the century 21 and 20 because of objective and subjective reasons, has moved to a market economy, according to the Russian Constitution, article 35, paragraph 1 of the right of private ownership shall be protected by law ". And it approved the right to private ownership of production aircraft.

The earliest explorers of market economy went a way, that market all will adjust a "invisible hand".

But to build market relations on a peculiar in the conditions of anniented national property - such task yet was not in world practice. This task decided thus - "take sovereignty how many want". As a result from one airline "Aeroflot" distinguished hundreds of private companies a task of that was receipt of maximal income for proprietors. Aviation industry stepped back from the centralized management and 2008 to went across from one department in other. Presently aviation industry found the permanent place in Minpromtorg. It was a result that methodology and organizationally-

economic mechanism of creation of new aviation industry was not in the conditions of peculiar, i.e capitalism.

The same situation with the origin of aviation industry was in the last century, in 1917 This was a transition from a peculiar to public. In a that period there was post-war devastation in Russia. For period home aviation industry that confessed the whole world appeared in 20.

At creation of aviation industry it is presently necessary to take into account experience that it was done in the past. At creation and management the enterprises of Aviation industry it is impossible to use by the models of foreign enterprises, because in Russia of enterprise of aviation industry are main.

### **Программное обеспечение внутреннего аудита СМК предприятий АПК**

Иванов М.К., Яценко А.С.

МАИ, г. Москва

Для улучшения результативности и эффективности аудита СМК на соответствие международным стандартам, необходимо проанализировать аудит, принятый в других профильных областях, например МСА (Международные стандарты аудита).

В этом вопросе необходим комплексный подход. Всю систему стандартов МСА следует адаптировать, гармонизировать с понятиями и терминами СМК. Комплексный подход от АФО (аудит финансовой отчетности) преобразовать в стандарты аудита СМК.

Перенос МСА системы знаний БФО (бухгалтерской финансовой отчетности) вписывается в систему знаний СМК по ИСО.

В настоящее время аудиторам приходится иметь дело с информационной системой поддержки жизненного цикла продукции на предприятии АПК.

Компьютерные системы оказывают воздействие на 3 аспекта аудита:

- планирование,
- изучение системы внутреннего контроля,
- сбор фактических данных о системе внутреннего контроля, детали операций.

Изложение аспектов планирования и контроля в компьютеризированной среде преследует определенные цели:

- обсуждение дополнительных факторов, учитываемых при планировании аудиторской проверки в компьютеризированной среде;
- разъяснение различий между общими и прикладными методами контроля;
- идентификацию и разъяснение системы разделения функциональных обязанностей, документальной системы, системы

контроля доступа к файлам данных и программным файлам, системы контроля аппаратных средств;

- перечень и описание прикладных методов контроля.

### **Software of internal audit of SMK of the agrarian and industrial complexes enterprises**

Ivanov M.K., Yatsenko A.S.

MAI, Moscow

The purpose of work consisted in the analysis of the standards of audit accepted in other profile areas, for example ISA (International Standards of Audit) in AFS (accounting financial statements). Work in this area will allow to improve productivity and efficiency of audit of SMK on compliance to the international standards.

In this question the integrated approach is necessary. All system of the MSA standards should be adapted, harmonized with concepts and terms SMK. To transform an integrated approach from AFS (audit of financial statements) to standards of audit of SMK.

Transfer of MSA of system of knowledge of BFO fits into system of knowledge of SMK of ISO.

Now auditors should deal with information system of support of life cycle of production at the agrarian and industrial complex enterprise.

Computer systems make impact on 3 aspects of audit: a) planning, b) studying of system of internal control, c) collecting actual data about system of internal control, a detail of operations.

The statement of aspects of planning and control in the computerized environment pursues definite purposes:

- discussion of the additional factors considered when planning an audit inspection in the computerized environment;
- an explanation of distinctions between the general and applied control methods;
- identification and explanation of system of division of functional duties, documentary system, monitoring system of access to files of data and to program files, monitoring systems of hardware;
- list and description of applied control methods.

List of references:

1. MS OF ISO 19011:2003, "GUIDELINES. ON AUDIT OF SYSTEMS OF QUALITY MANAGEMENT"
2. International Standards of Audit (ISA)

## 8. Математические проблемы аэрокосмического комплекса

### 8. Mathematical Problems of the Aerospace Complex

#### Выбор настроек задачи непосредственно по элементам формируемой матрицы дискретизации при решении задач

Авдеев Е.В., Ярыгин С.В.

СГАУ, г. Самара

Одним из популярных методов решения задач математической физики является метод конечных объемов (МКО). В нем расчетная область дискретизируется по пространству на множество ячеек, границы которых образуют сетку. При этом пользователь задает такие параметры как шаг пространственной сетки, шаг по времени, схемы дискретизации руководствуясь различными критериями, такими как условие Куранта, оценка  $u^+$ , графики невязок. Данная работа посвящена исследованию возможности выбора этих параметров непосредственно по элементам формируемой матрицы дискретизации  $A$ , в частности, с использованием так называемого показателя диагонального преобладания этой матрицы.

В ходе работы была выбрана тестовая задача моделирования потока, проходящего сквозь куб. Было проведено 8 экспериментов – по числу вариантов сеток. В экспериментах рассматривались только статичные гексаэдральные сетки с постоянным и переменным шагом. Размерность сеток составляла от 5 до 1000 элементов. Дискретизация уравнений проводилась только разностными схемами Эйлера первого порядка – как по пространству, так и по времени.

Для каждого варианта сетки была сформирована матрица дискретизации  $A$ , для которой были рассчитаны меры обусловленности: определитель, число обусловленности, минимальное собственное значение. Также для каждого варианта был рассчитан показатель диагонального преобладания. Была построена таблица корреляции для определения попарно корреляции между мерами обусловленности и показателем диагонального преобладания. Как показала таблица – величины мер обусловленности и показатель диагонального преобладания достаточно сильно коррелируют между собой.

На основе полученных результатов предлагается использовать показатель диагонального преобладания для оценки обусловленности матрицы дискретизации  $A$ . Вычислительная сложность нахождения показателя диагонального преобладания существенно меньше вычислительной сложности нахождения любой меры обусловленности и

составляет  $2n + O(n^2)$ . Для сравнения, вычислительная сложность обратного спектрального числа обусловленности составляет порядка  $O(n^3)$ . В современных задачах  $n=10^6 - 10^7$ , поэтому вычислительная сложность является существенным доводом для использования в качестве критерия оценки качества сетки показателя диагонального преобладания.

### **Selecting of settings of the case by the elements of the discretization matrix**

Avdeev E.V., Yarigin S.V.

SSAU, Samara

One of the most popular methods for solving problems of mathematical physics is the finite volume method (FVM). Computational domain is discretized in space by the set of cells, whose boundaries form a mesh. Then the user sets the parameters such as the spatial grid step, the time step discretization scheme guided by different criteria, such as the Courant number,  $y^+$  evaluation, residuals plots. This paper investigates the possibility of choice of these parameters directly by the elements of the matrix  $A$ , formed by the sample, in particular, with the use of so-called index of the diagonal dominance of the matrix.

In this work was chosen as a test problem case of modeling the flow passing through the cube. Were carried out 8 experiments - the number of variants of grids. In this experiments considered only static hexahedral meshes with constant and variable spatial step. The dimension of the grids ranged from 5 to 1000 cells. Discretization equations performed only by Euler first order difference schemes - in space and time. In each experiment was formed the grid and matrix  $A$ , for which we calculated measures of conditionality: determinant, condition number, the minimum eigenvalue. Also, in each experiment was calculated rate of diagonal dominance. Correlation table was constructed to determine the pairwise correlation between the measures and conditionality index diagonal dominance. As shown by the table - the value of conditionality measures and indicator diagonal dominance quite strongly correlated. Based on these results it is proposed to use the indicator to evaluate the diagonal dominance of the matrix sample  $A$ . The computational complexity of finding the index of diagonal dominance significantly less than computational complexity of finding any measure of conditionality and comes to  $2n + O(n^2)$ . For comparison, the computational complexity of the inverse of the spectral condition number comes to  $O(n^3)$ . In today's problems number of cells in case  $n=10^6 - 10^7$ , so the computational complexity is an essential argument for

use as a criterion for assessing the quality of the grid index diagonal dominance.

### **Разработка адаптивного алгоритма фильтрации при самонаведении на интенсивно маневрирующую цель**

Волков Г.А.

МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается проблема самонаведения зенитной управляемой ракеты (ЗУР) на интенсивно маневрирующую цель. Информация о движении цели поступает от головки самонаведения (ГСН). При этом возникает задача построения на основе измерительной информации ГСН оптимальных оценок параметров относительного движения, необходимых для формирования команд управления ЗУР.

Наиболее распространенным алгоритмом оценивания, применяемым в современных системах обработки информации в самонаводящихся ЗУР, является алгоритм дискретного фильтра Калмана. Ключевым вопросом при построении алгоритма фильтра Калмана в контуре управления ЗУР является вопрос выбора статистической модели маневра цели. При этом априорная информация о маневре цели, как правило, существенно ограничена или же полностью отсутствует, что осложняет прогнозирование движения цели и может привести к расхождению оценок фильтра.

Возможный способ преодоления указанной проблемы – разработка адаптивного алгоритма фильтра Калмана, корректирующего модель маневра цели в зависимости от текущих условий. В данной работе рассмотрены два подхода к построению адаптивного дискретного алгоритма фильтра Калмана, предназначенного для использования в контуре управления ЗУР при самонаведении на интенсивно маневрирующую цель.

Первый подход предполагает постоянную структуру фильтра вне зависимости от поведения цели. Адаптация заключается в настройке элементов ковариационной матрицы шумов объекта на основе сравнения измерительных невязок с заданным порогом.

Второй подход основан на байесовском правиле проверки статистических гипотез. Предполагается параллельная работа нескольких вариантов фильтра Калмана, отличающихся выбором модели маневра цели. Выбор оценки одного из фильтров для формирования команд управления ЗУР осуществляется на основе байесовского правила принятия решения.

По результатам проведенного математического моделирования второй подход к построению адаптивного алгоритма фильтра Калмана признан более эффективным.

## **Design of homing missile's adaptive filtering algorithm for a highly maneuvering target intercept**

Volkov G.A.  
MAI, Moscow

In this paper the problem of highly maneuvering target intercept with homing missile is discussed. Target seeker provides information about target's motion. In this case there is the problem to get optimal estimates of relative motion's parameters based on the measurement information from target seeker. These estimates are necessary to generate control commands.

The most widespread estimation algorithm used in the modern information processing system of homing interceptor missiles is the discrete Kalman filter. The crucial question during designing the discrete Kalman filter for homing interceptor missile is the question of selection of the target maneuver statistical model. Usually a priori information about target's motion is considerably limited or completely absent. It complicates predicting the target's behavior and can lead to a divergence of the filter's estimates.

The possible method to solve this problem is development of an adaptive Kalman filter correcting target maneuver model depending on current conditions. In this paper considered two methods to develop the adaptive discrete Kalman filter performing in the control loop of homing interceptor missile pursuing highly maneuvering target.

The first approach uses invariable filter's structure irrespective of behavior of the target. Adaptation consists in the process noise covariance matrix adjustment on basis of comparison measuring residuals with given values.

The second approach is based on the Bayesian rule of statistical hypotheses test. It is supposed there are several Kalman filter variants working concurrent (at the same time). We choose one of the Kalman filter's output estimation to generate control commands for a homing missile on basis of the Bayesian rule to make a decision.

As a result of mathematical simulation the second approach to develop an adaptive Kalman filter's algorithm is acknowledged as the most effective method.

## **Полуэмпирическое нейросетевое моделирование полного углового движения летательного аппарата**

Егорчев М.В., Тюменцев Ю.В.  
МАИ, г. Москва

Для объектов авиационной и ракетно-космической техники характерно то, что их свойства в процессе функционирования могут изменяться заранее непредсказуемым образом, в частности, из-за повреждений в их конструкции и отказов оборудования. Модели таких

объектов, не учитывающие указанных изменений, могут приводить к возникновению критических ситуаций, если они используются, например, в составе их системы управления. Один из возможных путей решения данной проблемы состоит в формировании моделей, обладающих свойством адаптивности.

В [1] была предложена полуэмпирическая нейросетевая модель продольного короткопериодического углового движения самолета, сочетающая теоретические знания об объекте моделирования с процедурами улучшения модели на основе экспериментальных данных, и пригодная для осуществления адаптации. На примере демонстрационной задачи было показано, что полуэмпирический подход к моделированию обеспечивает значительное повышение точности решения по сравнению с традиционными чисто эмпирическими нейросетевыми моделями (такими, как модель NARX). Помимо этого, была произведена оценка влияния вида управляющего воздействия на репрезентативность получаемых экспериментальных данных, используемых при обучении нейросетевой модели.

В данной работе аналогичный подход применяется для более сложной задачи – моделирования полного углового движения самолета. Формируемая полуэмпирическая нейросетевая модель включает модули типа «черный ящик», описывающие зависимости аэродинамических коэффициентов от переменных состояния динамической системы, и подлежащие восстановлению на основе имеющихся экспериментальных данных. В связи со сложностью обучения динамических нейронных сетей на длинных входных последовательностях, используется специальная последовательная процедура обучения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проекту № 865

Литература

1. Mikhail V. Egorchev , Dmitry S. Kozlov , Yury V. Tiumentsev Neural network adaptive semi-empirical models for aircraft controlled motion // Proceedings of the 29th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2014), 2014.

**Neural network based semi-empirical modeling  
of aircraft angular motion**

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

A behavior of aerospace vehicle is characterized by possible unpredictable changes during its operation, particularly those caused by failures and damages. This feature should be taken into account in the course of vehicle models development, otherwise usage of resulting model in vehicle onboard



systems can lead to emergency conditions. One of possible ways to solve this problem is generation of models with adaptability feature.

Semi-empirical neural network based model for short-period longitudinal aircraft motion presented in [1] combines theoretical knowledge about the concerned system with empirical model refinement methods. Such model is also well-suited for adaptation techniques. The results of computational experiments for a simple problem confirm high efficiency of semi-empirical modeling approach in contrast to traditional empirical models such as NARX. An analysis was carried out to reveal an influence of control signals disturbing a motion of the vehicle on the training set representativity.

In this paper, the same approach is applied to a more complex problem of spatial aircraft motion simulation. The resulting semi-empirical neural network based model includes several «black box» modules that correspond to aerodynamic coefficients and represent unknown nonlinear functions of the dynamical system state variables. These modules are subject of refinement process accomplished through learning procedures, with values of observable state space variables used as a training dataset for the neural network based model. Training of dynamical neural networks on long data sequences has proven difficult. To overcome these difficulties, training of the dynamical neural network model is performed in sequential fashion.

Reference

1. Mikhail V. Egorchev , Dmitry S. Kozlov , Yury V. Tiumentsev Neural network adaptive semi-empirical models for aircraft controlled motion // Proceedings of the 29th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2014), 2014.

### **Компьютерное моделирование траектории для пилотируемой миссии к точке Лагранжа L2 системы Земля-Луна**

Ефремова Е.В.

МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

В работе проводится моделирование траектории перелета пилотируемого космического аппарата к точке либрации L2 системы Земля-Луна с выходом аппарата на участок гало-орбиты. В перспективе траектория может быть использована для проведения миссий по выводу стационарных космических станций на гало-орбиты и изучению обратной стороны Луны.

Целью данной работы является исследование влияния времени совершения маневров с включением двигателя на суммарные затраты характеристического импульса.

Траектория была впервые предложена в статье “Proposed Orbits for Human Missions to the Earth-Moon L2 Region”, J. Hopkins, R.W. Farquhar, D. Dunham, W. Pratt, A. Scott, and S. Hall (Paper IAC-13.A5.1.4, 64th

International Astronautical Congress, Beijing, China, Sept. 2013). Проведение пилотируемой миссии к точке L2 предполагает выход аппарата с парковочной орбиты, облет Луны с выполнением гравитационного маневра с включением двигателя в точке перицентра траектории, достижение точки входа на гало-орбиту с совершением маневра NOI (Halo-Orbit Insertion), проход аппарата по участку гало-орбиты, выход с гало-орбиты за счет маневра HOD (Halo-Orbit Departure), повторный облет Луны в точке перицентра и возвращение аппарата на Землю. Продолжительность миссии составляет 36 дней, из них 10 дней аппарат находится на гало-орбите. Суммарные затраты импульса составляют 637 м/с.

Первым преимуществом гало-орбит для проведения подобных миссий является их расположение относительно Луны. Космический аппарат, находящийся на гало-орбите, никогда не попадает в тень Луны, и, как следствие, не теряет радиосвязи с Землей. Вторым преимуществом является относительно небольшое изменение расстояния до поверхности Луны на протяжении всего периода нахождения аппарата на участке гало-орбиты. Время нахождения аппарата на участке гало-орбиты при этом возможно корректировать в соответствии с приоритетами миссии.

Моделирование производилось в среде GMAT разработки NASA с подключенным к ней оптимизатором среды MATLAB. Для проведения расчетов была введена система координат с началом координат в центре Луны. Ось X направлена от Луны к Земле, ось Y по направлению движения Луны, ось Z ортогональна плоскости XY.

По результатам анализа сделан вывод, что минимальное значение суммарного импульса, равное 393 м/с, достигается для траектории со значением координаты Z точки совершения маневра первого облета Луны равном -230 км и временем совершения первого промежуточного маневра 3,61 дней.

### **Computer modeling of the trajectory for human mission to the L2 Earth-Moon point**

Efremova E.V.

MIEM NRU HSE, Moscow

The paper contains results of the computer modeling of the trajectory for human mission to the Lagrangian point L2 EM. The trajectory involves halo-orbit insertion. In prospect, the trajectory may be used for missions for the Lunar far side exploration.

The main goal of the researches is to make a study of the influence of the maneuvers with switched-on engines time on the total impulse value.

The trajectory was first proposed and described in “Proposed Orbits for Human Missions to the Earth-Moon L2 Region”, J. Hopkins, R.W. Farquhar, D. Dunham, W. Pratt, A. Scott, and S. Hall (Paper IAC-13.A5.1.4, 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, Sept. 2013). There are seven maneuvers with switched-on engines made by the spacecraft during the human mission. After departing from the parking orbit, the spacecraft reaches the Moon and makes a swingby in the pericenter point of the trajectory using the maneuver with switched-on engines. Then it makes first Midcourse maneuver, then reaches halo-orbit insertion point and get on that orbit with HOI (Halo-Orbit Insertion) maneuver. The vehicle locates on the part of a halo-orbit for about a ten days, then it leaves it with HOD maneuver (Halo-Orbit Departure), makes the second lunar swingby and moves towards the Earth. Total duration of the mission is 36 days, 10 days the vehicle locates on the halo-orbit. Total impulse value is 637 m/c.

The first advantage of halo-orbits for the missions of lunar far-side explorations is their disposition with respect to the Moon. The spacecraft located on a halo-orbit never gets into the shadow area which appears because of the Moon, and, as a consequence, never breaks radio communication with the Earth.

The second advantage is the fact that the vehicle locates on an equal distance from the lunar surface during its motion on the halo-orbit. Herewith, it is available to correct the duration of its location on a halo-orbit.

There was developed a software in GMATtoolkit for the simulation of the described trajectory. The coordinate system is chosen in such a way, that the origin of coordinates is placed in the center of the Moon, X coordinate axis directed from the Moon to the Earth, Y coordinate axis coincides with the direction of the Moon movement, Z coordinate axis is orthogonal to XY plane.

As the result of the research there were found optimal value of Z coordinate of S1 point, which is -230 km, which provides minimum value of the total impulse in the lunar vicinity 396 m/c. Time of the first midcourse maneuver in this case is 3,61 days.

### **Область применения новых методов в динамике ЛА**

Зайцев В.В.

МАИ, г. Москва

В докладе рассматривается обзор методов, полученных автором, оценивания интегральной воронки динамической системы и некоторые методы математического описание фазового состояния системы. Эти методы основаны на развитии методов сравнения, вектор функций Ляпунова, теоремах, описывающих топологические свойства временных сечений интегральных воронок.

Указанные методы доведены до численных методов, примененных в различных задачах. Дано обоснование численных методов для задач динамики ЛА. Описаны классы систем, в которых применение численных методов может привести к существенным расхождением оценок от исследуемых множеств. Такие задачи могут решаться комбинированием численных и аналитических методов.

Описанные методы могут эффективно применяться в решении прикладных задач различных направлений: устойчивость и стабилизация на конечном интервале времени, оценки решений динамической системы, оценки областей достижимости, в приложениях теории управления, моделировании упругих систем и др.

Приводится сравнение с известными методами и показывается эффективность методов. Описывается применение методов в различных задачах динамики ЛА.

Приводятся список опубликованных статей.

### **The domain application for new methods in aircraft dynamic**

Zaytsev V.V.

MAI, Moscow

The talk give a survey of dynamical systems flow estimation methods and certainly methods of mathematical description of system's phase state. These methods are based on the development of vector Lyapunov's function method, the comparison method and certainly theorems about topological properties of dynamical system's flow.

Proposed methods and algorithms can be effectively applied in various areas: practical stability and practical stabilization, estimation of system's solution, control theory (estimation of reachability domain) and others.

The comparison of these methods with known methods is discussed. Certain examples of using methods in aircraft dynamic are reduced.

### **Расчетно-экспериментальное исследование коробления стрингера из ПКМ с помощью методов математического компьютерного моделирования**

Зельнев В.Н., Половый А.О.

МАИ, г. Москва; ОНПП «Технология», г. Обнинск

Целью работы являлась разработка расчетно-экспериментального метода оценки уровня нагрузки стрингеров панели стабилизатора самолета из полимерно-композиционных материалов (ПКМ) возникающих при устранении технологического изменения формы стрингеров. В работе представлена возможность выбора оптимальной конструкции стрингерной панели в зависимости от схемы укладки слоев

стрингера. Было получено экспериментальное подтверждение расчетных характеристик на образце-имитаторе стрингера.

В результате применения различных схем укладки слоев в стрингерах после формования в автоклаве получены различные деформации стрингеров. Для проведения сборки полученных стрингеров с обшивками панелей необходимо было прикладывать усилия для совмещения теоретической поверхности обшивки и поверхностей стрингеров с технологическими отклонениями от формы. Склейка панели выполняется после фиксации стрингеров на обшивке. В результате была изготовлена панель с внутренними напряжениями в стрингерах, что в свою очередь влияет на несущую способность панели.

Разработка расчетных моделей была выполнена с использованием метода конечных элементов в программном комплексе Nastran. В работе проведены расчеты напряженно-деформированного состояния стрингеров в зависимости от схемы укладки слоев. В моделях были использованы физико-механические характеристики материалов, полученные экспериментальным путем на образцах вырезанных из стрингеров.

Расчетным путем были определены и подтверждены экспериментально усилия необходимые для фиксации стрингера на обшивке в процессе сборки панели. Анализ расчетного напряженно-деформированного состояния позволил определить наиболее напряженные зоны в стрингере. После определения расчетных разрушающих напряжений для наиболее нагруженных зон были получены коэффициенты запаса прочности стрингера и уровни нагрузок стрингеров в составе панели.

Была проведена оптимизация стрингерной панели с использованием критерия минимума напряжений в стрингерах с разной схемой укладки слоев. Полученные результаты имеют практическое применение для изготовления натурных панелей стабилизатора самолета из ПКМ.

### **Computational and experimental study of the PCM stringer distortion by mathematical and computer-aided simulation**

Zelnev V.N., Polovy A.O.

MAI, Moscow; ORPE “Technologiya”, Obninsk

The objective of the work was to develop a computational and experimental method for the estimation of the load level of the aircraft stabilizer panel stringers from polymer composite materials (PCM) when eliminating the technological modification of the stringer shape. The study represents a possibility of choosing an optimal stringer panel structure depending on the stringer lay-up pattern. The stringer specimen-simulator has experimentally verified the design characteristics.

As a result of using various stringer lay-up patterns, there have been obtained stringers of different deformation after the autoclave molding. The efforts had to be made to match the theoretical skin surface and stringer surfaces with the manufacturing deviations from the shape. The glueing of the panel is performed after the fixation of stringers on the skin. Finally, there has been produced a panel featuring internal stresses in stringers, which, in its turn, effects the panel bearing capacity.

The design models have been developed by using the finite-element method in the Nastran software system. There have been carried out the calculations of the elastic state of stringers according to the lay-up pattern. The mechanical-and-physical properties of materials, experimentally received on the specimens cut from the stringers, have been used in the models.

There have been determined and experimentally verified the efforts required for the stringer fixation on the skin in panel assembling. The analysis of the calculated elastic state has made it possible to define the most stressed areas in the stringer. On defining the calculated critical stresses for the most loaded areas, there have been obtained safety factors for the stringer and load levels for the stringers in the panel structure.

The optimization of the stringer panel has been realized using the criteria of minimum stress in the stringers having various lay-up pattern. The results got are used in practice for the production of polymer composite aircraft stabilizer panels of full size.

**Явный вид оптимального позиционного управления в задаче  
быстродействия линейной системы с ограниченным скалярным  
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 скалярным ограниченным управлением, т.е. перевода заданной системы в 0 посредством допустимого (в смысле ограничений) управления за конечное число шагов. Специфика задачи быстродействия для линейных ограниченных систем с дискретным временем определяется трудностями использования общепринятых методов. Данные особенности характерны отсутствием аналитичности при решении задачи динамического программирования и аналога уравнения Беллмана, некорректностью принципа максимума с дискретным временем в задаче быстродействия, неединственности решения оптимального управления.

В докладе рассматриваются модификации методов предложенных в прошлых работах, использующие аналитические возможности на основе

множеств 0-управляемости. Реализация численных процедур полностью сводится к средствам линейной алгебры таким, как метод Гаусса.

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 является ограниченным замкнутым полиэдром, симметричным относительно 0 и допускающим представление в виде алгебраической суммы отрезков. В докладе предложен алгоритм построения граней множества 0-управляемости для произвольного числа шагов. На основе точного описания множества 0-управляемости предложен метод вычисления минимального числа шагов необходимого для достижения 0 из заданного начального состояния. При этом оптимальное позиционное управление имеет явный вид при условии, что описание множества 0-управляемости на каждом шаге известно.

Работа предложенных методов демонстрируется на примере управляемого движения азростата, использующего управляющие органы в виде вентиляторных двигателей. В качестве исследуемой математической модели используется твердое тело, подвешенное на струне и способное совершать вращательные движения. Верхний конец струны неподвижно закреплен, управление осуществляется с помощью двух вентиляторных двигателей, создающих противоположнонаправленные управляющие моменты вокруг вертикальной оси. Тело подвержено линейно зависящему от угла поворота моменту, вызванному упругостью струны, и линейно зависящему от угловой скорости моменту вязкого трения.

Предполагается, что двигатели моментально набирают обороты, пренебрегается влиянием работающего двигателя на расположение центра масс, атмосфера считается неподвижной и однородной.

### **Explicit form of the optimal minimum time feedback control of linear discrete-time system with bounded scalar control based on 0-contrallability sets**

Ibragimov D.N.

MAI, Moscow

The subject of discussion is problem of 0-controllability of linear discrete-time system with bounded scalar control, i.e. problem of transferred given system to 0 by means of feasible control in minimum number of steps.

Specificity of 0-controllability problem for linear discrete-time systems 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.

Modifications of different methods, which have been constructed in other articles, is considered in this report. Numeric procedures can be implemented by only methods of linear algebra like method of Gauss.

The solution of the problem is based on the conception of a 0-controllability set in N steps, i.e. the set of points from which the system can be transferred to origin no more than in N steps.

It's proven that in this case the 0-controllability set is a convex compact polyhedron, symmetric with respect to the origin and can be represented as the algebraic sum of the segments. The algorithm of constructing faces of a 0-controllability set in any N steps is developed.

Method of computation minimum time for reaching the origin from any initial state based on exact description of 0-controllability sets is constructed. And optimal feedback control have explicit form if description of 0-controllability sets is available for any step.

Effectiveness of the proposed methods is demonstrated by the example of the controlled motion of the balloon using the governing bodies in the form of fan motors. As a mathematical model, a solid body suspended on a cord and able to perform rotational movements is used.

The upper end of the cord is fixedly mounted and operated with two fan motors, generating the opposite control moments about the vertical axis.

The body is subjected to the torque is linearly dependent on the angle of rotation caused by an elastic cord and the moment of viscous friction linearly dependent on the angular velocity.

It is assumed that the engines instantly gaining momentum, influence on the running engine center of gravity is neglected, and the atmosphere is considered to be stationary and homogeneous.

**Двухшаговая задача формирования портфеля ценных бумаг,  
состоящего из акций компаний авиационной и космической  
промышленности, по вероятностному критерию**

Игнатов А.Н.  
МАИ, г. Москва

Задача формирования портфеля ценных бумаг - одна из основных задач финансовой математики. Разработано много критериев, позволяющих сформировать тот или иной портфель. Вероятностный критерий позволяет сформировать портфель ценных бумаг, гарантирующий превышение капитала инвестора некоторого наперед заданного уровня с максимальной вероятностью. Использование двухшаговой модели позволяет сделать ребалансировку портфеля ценных бумаг в какой-либо момент времени инвестиционного периода.



Помимо выбора критерия важной является задача выбора активов, из которых будет состоять портфель. Как следует из статистики по биржам NYSE, Euronext, стоимость акций компаний Boeing, Lockheed Martin, Airbus возросла в несколько раз за последние 5 лет. Однако найти закон распределения для доходностей этих ценных бумаг довольно сложно. Более того, известно, что равномерное распределение при минимальных предположениях о виде закона распределения оказывается наихудшим для лица, принимающего решения, в задачах с вероятностным критерием. Поэтому в работе доходности ценных бумаг полагаются равномерно распределенными.

В работе исследуется двухшаговая задача по формированию портфеля ценных бумаг, состоящего из двух активов, по вероятностному критерию. Находится аналитический вид управления на втором шаге, а также аналитический вид критериальной функции на первом шаге. Приводится алгоритм поиска оптимальной стратегии на первом шаге. Рассматривается пример.

### **The two-step problem formation of the security portfolio consisting of aerospace companies shares with the probability criterion**

Ignatov A.N.

MAI, Moscow

The problem formation of the security portfolio is one of the main problems in financial mathematics. There are many criterions which allow to form one or other the security portfolio. The probability criterion allows forming the security portfolio with the maximum probability of exceeding investor's wealth of a threshold amount. Using two-step model allows rebalancing the security portfolio at some instant of investment period.

Besides criterion choice there is an important problem is how to select financial instruments which will form the security portfolio. Data from NYSE, Euronext stock exchanges show share prices of Boeing, Lockheed Martin and Airbus has increased several times **in the last 5 years**. But searching for distribution law is hard enough. Furthermore we know the uniform distribution is the worst for a decision maker if we have only minimal assumptions about distribution law and the probability criterion. Therefore we suggest that returns are uniformly distributed.

At paper we investigate the two-step problem formation of the security portfolio consisting of two financial instruments. We find an explicit form of control at second step and an explicit form of criterion function at first step. We give an algorithm of optimal strategy search at first step. We consider an example.

## **Многокритериальная задачи об оптимальном управлении спуском космического летательного аппарата в атмосфере Земли**

Карпенко А.П.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Целью работы является разработка и исследование эффективности современных популяционных методов решения задачи об оптимальном управлении спуском космического летательного аппарата (КЛА) в атмосфере Земли. В отличие от известной постановки этой задачи как однокритериальной, рассматриваем двух- и трехкритериальную задачи. В последнем случае критерии имеют смысл максимальной перегрузки, отклонения от заданной точки на поверхности Земли и максимальной амплитуды перегрузки. Сложность задачи как задачи оптимального управления, обусловлена наличием в ней скользящих режимов. При известных недостатках метода решения данной задачи, основанного на сведении её к задаче нелинейного программирования, используем именно этот метод.

Полагаем, что решением многокритериальной задачи является её множество и фронт Парето, точнее говоря, - численные аппроксимации этих множеств (Парето-аппроксимации). С точки зрения построения Парето-аппроксимации сложность задачи обусловлена высокой размерностью вектора варьируемых параметров, а также высокой вычислительной сложностью критериальных функций.

Рассматриваем два популяционных метода Парето-аппроксимации:

- метод на основе недоминируемой сортировки и ко-генетического алгоритма, популяции которого используют различные генетические операторы;
- аналогичный метод, основанный на ко-гибридизации нескольких алгоритмов роя частиц (Particle Swarm Optimization, PSO), использующих различные значения свободных параметров и топологии соседства частиц в популяциях.

Целью ко-гибридизации указанных алгоритмов оптимизации является повышение их эффективности, которое достигается тем, что в процессе ко-эволюции, по сути, решается задача мета-оптимизации этих алгоритмов, то есть задача определения значений их свободных параметров, которые являются наилучшими для данной задачи оптимизации.

Приводим математическую постановку многокритериальной задачи оптимального управления спуском КЛА в атмосфере Земли. Представляем схему сведения задачи к многокритериальной задаче оптимизации. Схема основана на кусочно-линейной аппроксимации искомого оптимального управления. Рассматриваем архитектуру программной системы, реализующей указанные методы и особенности

программной реализации. Представляем результаты широкого вычислительного эксперимента по исследованию эффективности указанных методов. Результаты эксперимента показывают эффективность принятых методических, алгоритмических и программных решений.

### **Multi-criteria problem of optimal control of the descent of a spacecraft in the Earth's atmosphere**

Karpenko A.P.  
BMSTU, Moscow

The purpose of the work is to develop and study the effectiveness of modern population-based methods to solve the problem of optimal control of the descent of a spacecraft (SC) in the Earth's atmosphere. In contrast to the well-known formulation of this problem as a one-criterion problem, we consider two- and three-criteria problems. In the latter case, the criteria have a meaning of maximum overload, deviations from a given point on the Earth's surface and the maximum amplitude of the overload. The complexity of the problem as an optimal control problem is due to the presence of sliding modes in it. Taking into account the well-known shortcomings of the method for solving this problem (the method is based on reducing it to a nonlinear programming problem), we use this method.

We believe that the solution to the multi-criteria problem is its Pareto set and the front, or, more precisely, numerical approximations of these sets (Pareto approximation). From the point of view of constructing the Pareto approximation, the problem complexity is due to the high dimension of the vector of variable parameters, as well as high computational complexity of the criterion functions.

We consider two population-based methods of Pareto approximation:

- a method based on nondominated sorting and a co-genetic algorithm populations of which use a variety of genetic operators;
- a similar method based on co-hybridization of several algorithms of Particle Swarm Optimization (PSO) using different values of free parameters and topology of the neighborhood of particles in populations.

The purpose of co-hybridization of these optimization algorithms is to increase their effectiveness which is achieved by the fact that in the process of co-evolution the problem of meta-optimization of these algorithms is solved, that is, the problem of determining the values of their free parameters which are the best for this optimization problem.

We present a mathematical formulation of the multi-criteria problem of optimal control of the descent of a spacecraft in the Earth's atmosphere. Also we introduce a scheme of reducing the problem to a multi-criteria optimization problem. The scheme is based on piecewise-linear

approximation of the desired optimal control. We consider the architecture of a software system that implements these methods and features of software implementation. We present the results of a large-scale computational experiment on studying the effectiveness of these methods. The experiment results show the effectiveness of the methodical, algorithmic and software solutions.

### **Функциональная интерполяция**

Катаев А.А., Точилкин И.Я.  
МВЗ им. М.Л. Миля, г. Москва

Целью проведенной работы была оптимизация работы линейной интерполяции для численных вычислений в реальном времени на ЭВМ. Главным критерием оптимизации поставлен критерий скорости вычислений.

На первом этапе разработки был проанализирован алгоритм классической линейной интерполяции для вычислений на ЭВМ. В результате чего, выявлены наиболее затратные для вычислительных ресурсов процессора места. Рассмотрен и признан малоэффективным вариант решения поставленной задачи инструментарием CUDA (технология параллельных вычислений на графических процессорах).

На втором этапе разработана математическая методика и алгоритм двухступенчатой линейной интерполяции с применением уравнения связи. Перед стартом основной задачи происходит вычисление матрицы интерполяционных коэффициентов. В процессе расчета основной задачи через уравнение связи происходит получение из оперативной памяти требуемых коэффициентов.

На третьем этапе создано программное решение в виде динамической библиотеки, включающей в себя интерполяцию по двум параметрам на основе новой методики. Проведена серия тестов. Получены значительные преимущества по сравнению с классической линейной интерполяцией для вычислений на ЭВМ.

Результатом выполненной работы является новая методика линейной интерполяции для численных вычислений и готовое программное решение для применения на авиационных пилотажных стендах и других системах, работающих в режиме реального времени.

### **Functional interpolation**

Kataev A.A., Tochilkin I.Ya.  
Mil Moscow Helicopter Plant, Moscow

The work objective is optimization of linear interpolation function for the real-time numeric computing with ECM. The key factor of optimization is calculating speed factor.

The algorithm of classic linear interpolation for ECM calculating has been analyzed at the first stage of development. The result is signification of points that are the most cost-intensive for computer power. The candidate solution with CUDA apparatus (parallel computing technology with graphics processor) has been considered and found ineffective.

The mathematic methodology and algorithm for two-stage linear interpolation using constraint equation has been developed at the second stage. Calculation of interpolation coefficient matrix is before the primary objective start. Reception of necessary coefficients from frame memory is under primary objective solution using constraint equation.

Programming solution in the form of dynamic library involving two-parametrical interpolation in terms of new methodology has been developed at the third stage. Battery of tests has been administered. The significant advantages have been got in comparison with classic linear interpolation for ECM calculating.

Result of the work performed is new methodology of linear interpolation for numeric computing and the finished programming solution for application at aviation flight simulators and other systems that work in real-time mode.

### **О применении готовых пакетов функций матричной алгебры для расчетной системы Spectrum**

Клешнин В.Ю., Рыбаков К.А.

МАИ, г. Москва

Цель работы состояла в развитии и доработке расчетной системы Spectrum, предназначенной для решения различных задач теории управления спектральным методом: задач анализа, синтеза, фильтрации и идентификации. Требовалось подключение к Spectrum готовых пакетов функций матричной алгебры, ориентированных на применение различных технологий, в том числе для параллельных вычислений с использованием как центральных процессоров, так и процессоров графических адаптеров.

Для расчетной системы Spectrum, изначально разработанной в среде программирования Borland Delphi 7 на языке Object Pascal / Delphi, были написаны на языке C/C++ и протестированы библиотеки для доступа к готовым пакетам функций матричной алгебры, а именно BLAS (Basic Linear Algebra Subprograms) и LAPACK (Linear Algebra PACKage). При этом использовались как классические, так и современные решения, оптимизированные для выполнения расчетов на высокопроизводительных многоядерных процессорах Intel и AMD, а также процессорах графических адаптеров (технологии nVidia CUDA и OpenCL).

Все указанные библиотеки (в виде dll-файлов и модулей на языке Object Pascal / Delphi, связывающих расчетную систему Spectrum с готовыми пакетами функций матричной алгебры) обеспечивают работу с матрицами, элементы которых – числа с плавающей запятой одинарной и двойной точности.

Реализован доступ к следующим функциям: умножение, возведение в степень с натуральным показателем, нахождение коммутатора, нахождение обратной матрицы, вычисление определителя, нахождение решения системы линейных уравнений. Другие функции, необходимые для корректной работы Spectrum (сложение, вычитание, умножение на число, транспонирование, тензорное умножение), реализованы непосредственно без использования пакетов функций типа BLAS и LAPACK.

Для оценки эффективности библиотек доступа к готовым пакетам функций матричной алгебры для расчетной системы Spectrum проводилось тестирование на компьютерах с многоядерными процессорами Intel и AMD разных поколений. При тестировании библиотек для графических адаптеров использовались адаптеры на базе nVidia, AMD и Intel (для Intel – интегрированные в центральный процессор). Проводились тесты отдельных матричных операций и смешанные тесты, а также расчеты для модельных и прикладных задач.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-08-00892-а).

### **On the application of matrix algebra packages for the Spectrum software**

Kleshnin V.Y., Rybakov K.A.

MAI, Moscow

The aim of this work was the modification of the Spectrum computational system designed to solve various problems of control theory by spectral method: analysis, synthesis, filtering and identification. Connection of matrix algebra packages to the Spectrum software was required. These packages had to use various technologies, including parallel computation using both central processing units and graphical processing units.

Basically developed with Borland Delphi 7 in Object Pascal / Delphi language, the Spectrum software was supplemented by written in C/C++ libraries for access to matrix algebra packages, particularly BLAS (Basic Linear Algebra Subprograms) and LAPACK (Linear Algebra PACKage). We used both classical and modern solutions, optimized for calculations on high performance multi-core central processing units (Intel, AMD) and graphical processing units (nVidia CUDA, OpenCL).

All libraries (Dynamic link libraries and modules in Object Pascal / Delphi language, connecting Spectrum software with matrix algebra packages) provide operations with single and double precision matrices. Access to following functions was made: multiplication, finding power of the matrix, finding of the commutator, matrix inversion, determinant calculation, solving system of linear equations. Other functions, required for appropriate work of Spectrum software (addition, subtraction, scalar multiplication, transposition, tensor multiplication), implemented directly without matrix algebra packages such as BLAS and LAPACK.

Testing was conducted on multi-core processors Intel and AMD of various series to evaluate the effectiveness of libraries accessing to matrix algebra packages for Spectrum software. When testing libraries for graphical processing units adapters based on nVidia, AMD and Intel (integrated in central processor unit for Intel) were used. Tests were carried separate matrix operations, miscellaneous tests, and calculations for the models and applications.

This work is partially supported by RFBR grant 12-08-00892-a.

### **Применение полуэмпирических нейросетевых моделей для анализа пространственного движения летательного аппарата**

Козлов Д.С., Тюменцев Ю.В.

МАИ, г. Москва

Рассматривается проблема нахождения решений задачи анализа пространственного движения ЛА с ограничениями в виде алгебраических соотношений типа равенства. При этом модель движения ЛА задается как система дифференциально-алгебраических уравнений (ДАУ). Решение ДАУ предлагается искать в рамках полуэмпирического подхода.

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 и алгебраические уравнения модели движения, а также способы их интегрирования. Методы улучшения модели используют аппарат искусственных нейронных сетей. Соотношения между переменными модели движения и способы аппроксимации производных учитываются при формировании нейросетевой модели динамической системы. Все генерируемые полуэмпирические модели имеют унифицированное представление в виде нейронной сети с линиями задержки и обратными связями к нейронам первого слоя. Это позволяет использовать единый метод для обучения и корректировки нейросетевых представлений.

Одним из основных численных методов решения систем ДАУ является неявный метод дифференцирования назад (backward differentiation formulas, BDF). Использование неявной схемы предполагает решение системы нелинейных уравнений на каждом шаге интегрирования. В методе BDF для этого используется метод Ньютона. Одним из преимуществ метода BDF является то, что для получения решений не требуется понижения индекса системы ДАУ через дифференцирование алгебраических уравнений и преобразование исходной системы ДАУ. Предлагается реализация в полужемпирической модели метода BDF.

В качестве объекта моделирования рассматривается гиперзвуковой ЛА. Для него траекторное движение описывается системой ДАУ, в которой алгебраическим соотношением задается связь между величинами, описывающими движение ЛА. На основании модели движения ЛА формируется полужемпирическая модель в виде нейронной сети с модульной архитектурой в формате MATLAB Neural Network Toolbox. Приводятся результаты вычислительного эксперимента по расчету траектории движения. Реализация алгоритмов производилась на базе пакета прикладных программ Neural Network Toolbox системы MATLAB.

### **Neural network based semi-empirical modeling of aircraft three-dimensional motion**

Kozlov D.S., Tiumentsev Yu.V.  
MAI, Moscow

The article focuses on analysis of aircraft three-dimensional motion with path constraints in the form of algebraic equations. Equations of motion are defined as a system of semi-explicit differential-algebraic equations (DAE). It is proposed to seek the solution of the DAE system within a semi-empirical modeling approach.

The semi-empirical approach implies generation of so-called "gray box" models that combine theoretical knowledge about the concerned system and empirical methods to refine the model. The theoretical knowledge is represented in this case by the differential and algebraic equations describing operation of the system as well as utilizing numerical methods. The model refinement procedures are based on the learning techniques for artificial neural networks. Relations between the state variables of the system and the components of approximation formulas for derivatives are reflected in the architecture of the forming neural network. All semi-empirical models have a unified representation as the dynamic neural networks with tapped delay line at the input and a feedback towards the first layer. This allows using a unified method of refinement accomplished through learning procedures.



BDF (backward differentiation formulas) method is one of the widely used numerical methods for the solution of DAE systems. BDF method is implicit so it is required to solve nonlinear equations at each time step. In BDF method Newton's method is applied to solve the nonlinear equations. One of the advantages of BDF method is that it does not require reducing the order of the DAE system by differentiating algebraic constraints and making reformulation of the original system. The implementation of BDF method within a semi-empirical modeling approach is proposed.

A hypersonic vehicle is considered as a modeling object. Aircraft spatial motion is described by a semi-explicit DAE system. The algebraic equation characterizes the relation between state variables described by vehicle equations of motion. The semi-empirical model is developed based on vehicle equations of motion as a modular design neural network in the form stated in MATLAB Neural Network Toolbox. Simulation results for aircraft path calculations are presented to demonstrate efficiency of the proposed approach. The implementation of the algorithms was performed using MATLAB environment.

### **Моделирование и оптимизация трудовых процессов авиационного предприятия с использованием математических методов и теории планирования эксперимента**

Комарова Н.В.  
МАИ, г. Москва

Современное авиационное предприятие это сложная система, объединяющая производственный коллектив и комплекс разнообразного оборудования. Условия для наиболее эффективного взаимодействия людей и техники могут быть установлены в результате тщательного количественного анализа использования живого и овеществленного труда при различных вариантах его прогнозирования, организации и проектировании оптимального трудового процесса изготовления авиационной техники. Для выполнения этих целей в работе предлагается использовать количественные методы исследования операций и выполнять поиск оптимального решения путем построения экономико-математических моделей (ЭММ). Построив математические модели, легче понять взаимосвязь важных для практики задач, проще установить их логическую непротиворечивость и наметить пути их «стыковки».

Математические методы целесообразно применять в первую очередь при проектировании организации коллективного труда на участке и в цехе, так как проектирование организации труда на отдельном рабочем месте является сравнительно простым и осуществляется простыми методами.

Обработку данных для определения количественных показателей нормативов времени, необходимых для построения ЭММ в работе рекомендуется проводить с использованием теории планирования эксперимента. Это объясняется тем, что при разработке нормативов времени необходимо устанавливать зависимость времени выполнения элемента трудового процесса, от таких факторов, как масса, длина предмета, расстояние перемещения и т.д. Для анализа этих связей правомерно использовать теорию планирования эксперимента, которая широко используется в технике, технологии, естествознании, но не нашла широкого применения в нормировании трудового процесса. В данном случае функция отклика носит нелинейный характер, поэтому положен метод центрального композиционного ротatableного планирования 2-го порядка.

В заключение следует отметить, что внедрение оптимальных трудовых процессов, спроектированных с помощью методов исследования операций и теории планирования эксперимента позволит получить значительный экономический эффект в сфере производства авиационной техники в результате улучшения использования рабочего времени, совершенствования разделения труда, обоснованного нормирования.

### **Modeling and optimization of labor processes on an aviation enterprise with use of mathematical methods and theory of experiment planning**

Komarova N.V.  
MAI, Moscow

Modern aviation enterprise is a complex system that combines production staff and complex of various equipment. Conditions for the most efficient interaction of people and machinery can be determined as the result of thorough quantitative analysis of use of live and reified labor with different options of its forecasting, organization and design of optimal labor process of production of aircraft. To perform these goals the work stipulates using quantitative methods of operational research and performing search of optimal solution by constructing economical-mathematical models (EMM). Having these models constructed makes it easier to understand the connections between the problems important for practice, to determine their logical consistency and to trace the ways of their “coupling”.

Mathematical methods are expedient to be used firstly when designing organization of congregate labor on a sector and shop because design of organization of labor on a particular workplace is rather simple and can be performed using simple methods.

To perform process of data for determining quantitative indexes of time standards required to construct the EMM it is recommended to use theory of

experiment planning. It is explicated by necessity of determining the dependency of time of element of labor process performance from such factors as weight, length of item, distance of movement, etc when developing the time standards. To analyze such connections it's possible to use theory of experiment planning, which is widely used in technic, technology, natural history, but didn't have wide use in valuation of labor process. In this case the response function has non-linear character, so required method is method of central compositional rotatable planning of 2<sup>nd</sup> order.

Finally we should note that implementation of optimal labor processes designed with help of methods of operational research and theory of experiment planning will make it possible to get significant economic effect in the sphere of production of aircraft as result of improvement of use of work time, modernization of division of labor, substantiated valuation.

**Вывод спутника на геостационарную орбиту в условиях  
параметрической неопределенности при ограниченном количестве  
включений двигателя**

Коновалова А.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача оптимального вывода спутника на геостационарную орбиту (ГСО) при ограниченном количестве включений двигателя. Проблема формулируется как задача управления непрерывно-дискретной системой с дискретной частью автоматного типа. Некоторые параметры спутника и начальное состояние системы точно не известны. Поэтому ставятся задачи нахождения оптимального со средним или оптимального гарантирующего программных управлений. Применение необходимых условий оптимальности сводят эту задачу к конечномерной минимизации.

Активные участки оптимального пучка траектории располагаются в окрестности перицентра или апоцентра эллиптической орбиты. Количество перицентрических и апоцентрических участков задает схему полета, а продолжительность работы двигателя на каждом участке определяет траекторию. Реализуемая точность исполнения команд включения и выключения реактивного двигателя фактически ограничивает шаг дискретности для автоматной части системы. Поэтому задача условной минимизации является дискретной. Траектория вывода спутника на ГСО состоит из переходных эллиптических орбит пассивных участков, соединенных траекториями активных участков. Требуется найти оптимальную траекторию перехода спутника с опорной орбиты на ГСО с минимальным расходом топлива при ограниченном количестве включений двигателя (не более 10 включений маршевого двигателя в течение суток). Для решения задачи составлена программа,

позволяющая оптимизировать каждую схему полета отдельно. Разработанная программа позволяет выполнять оптимизацию каждой схемы, определять минимальный расход топлива, оптимальные моменты включения и выключения двигателя, рассчитывать параметры переходных орбит, отклонения конечной орбиты от ГСО. Проведен сравнительный анализ полученных результатов со штатной схемой, применяемой на практике. Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ (задание № 1.1191.2014К).

### **Расчетно-теоретические исследования конформных входных устройств маршевой силовой установки**

Корнев А.В.

НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина

Одно из направлений повышения эффективности воздухозаборных систем имеет в своей основе использование вихрегенераторов. Практическим результатом обширных исследований различных модификаций входных устройств (ВУ) в настоящее время стало массовое применение серии утопленных воздухозаборников (в/з) НАСА первого поколения в различных системах воздушного питания: систем кондиционирования, вспомогательных силовых установок, поршневых двигателей и прочих. Известны единичные случаи серийного применения в/з НАСА для питания маршевых воздушно-реактивных двигателей (ВРД) однорежимных ЛА – крылатых ракет (КР). Развитием конформных в/з для питания основных СУ стал безвихревой в/з, лишенный недостатков в/з НАСА первого поколения. В отличие от развития разновидностей прямоугольных в/з НАСА ВУ с круговым каналом разработано для серии КР 3М14/54 «Калибр» КБ «Новатор».

В работе представлены основные результаты исследований традиционных способов снижения гидравлических потерь криволинейного расширяющегося канала в компоновке с асимметричной входной частью – модифицированным безвихревым в/з; проведен анализ основных характеристик и особенностей квазистационарных течений; представлена топология течений, основополагающая в выработке принципов и подходов проектирования ВУ.

Рассмотрены компоновки с нижним и верхним расположением в/з. Работе криволинейного канала сопутствует естественное возникновение вторичных течений, из-за чего остро стоит задача гомогенизации потока. Проектирование ВУ с нижним в/з упрощается, априорно, вследствие беспрепятственного поступления набегающего потока на положительные углах атаки. Проектирование ВУ с верхним в/з усложняется задачей обеспечения устойчивой работы в полете на этих

режимах. Однако верхняя компоновка выгодна рядом эксплуатационных и аэродинамических преимуществ, включая ВРД в несущую систему ЛА, также повышает эффективность подъемно-маршевых СУ.

На примере маневренного БПЛА с интегрированной СУ с ВРД, оснащенной газодинамически регулируемым ВУ с надфюзеляжным конформным безвихревым в/з продемонстрированы способы достижения многорежимности, в т.ч. за счет реализации благоприятной аэродинамической интерференции планера и СУ.

Список использованных источников:

Корнев, А.В. Аспекты создания эффективной силовой установки с воздухозаборником утопленного типа с внешними вихрегенераторами. [Текст] / А.В. Корнев // Научный журнал "Системы озброєння і військова техніка". – Х.: ХУПС, 2012. – №3(31) – С. 167 – 180 (256).

### **Design and theoretical research for conformal inlet devices of mid-flight power plant**

Kornev A.V.

Scientific Adviser – Ambrozhevich A.V.

Zhukovsky NASU “KhAI”, Kharkov, Ukraine

One of the ways of increasing air inlet systems efficiency is based on the usage of vortex generators. At present, the practical result of extensive studies of various modifications of inlet devices (ID) is wide-spread application of a series of first-generation NACA submerged air inlets (a/i) in various systems of air power supply: air conditioning systems, auxiliary power plants, piston engines, etc. There are known single cases of serial application of eddy NACA inlets for power supply to mid-flight air-feed jet engines (AJE) of single-mode aircraft, cruise missiles. Development of conformal a/i for power supply of main PP resulted in creating a vortex-free a/i having no drawbacks of first-generation NACA a/i. As opposed to rectangular variety NACA inlet developing the vortex-free a/i with round sections used on cruise missile series 3M14/54 «Club».

This work presents the main research results of traditional ways of hydraulic loss decrease in a curved divergent channel with an asymmetrical inlet part by means of the vortex-free a/i modified by the principle of flow lines conformality; carries out analysis of the main characteristics and peculiarities of quasistationary flows; presents topology of flows formed during operation of the conformal PP with the vortex-free a/i, which is basic in developing principles and approaches of designing inlet devices.

The work has considered embodiments with bottom and top location of a/i. The curved channel operation is accompanied by natural occurrence of secondary flows, which makes the flow homogenization a vitally important task. Bottom a/i ID design is simplified a priori due to free inlet of

approaching flow at positive angles of attack. Top a/i ID design is made more difficult by the task of providing steady operation in flight in these modes. However the embodiment with top location of a/i is beneficial due to a number of operational and aerodynamic advantages. The dorsal embodiment includes AJE in aircraft carrying system, increases lift-propulsion system efficiency.

The maneuvering unmanned aircraft with the integrated PP having AJE and ID with the dorsal conformal vortex-free a/i shows the ways of achieving multimode operation, which also include implementation of favourable aerodynamic interference of the airframe and PP.

The following tasks have been fulfilled:

- reliable supply of flowing air to the engine in a wide range of attack angles due to elimination of wind shadow from the airframe structure in the a/i area by means of outer vortex generators;
- widening of the operational range of ID flow rate due to tunnel assembly of AJE.

**Математическое моделирование нестационарных  
аэродинамических характеристик модели магистрального самолета  
на основе экспериментальных данных**

Кравченко Д.А.  
ЦАГИ, г. Жуковский

Требования безопасности пассажирского самолёта диктуют необходимость исследования динамики полета, устойчивости движения на режимах, выходящих за рамки штатных для данного типа летательных аппаратов.

Целью работы является исследование нестационарной аэродинамики модели магистрального самолёта в широком диапазоне углов атаки и математическое моделирование её аэродинамических характеристик для задач динамики полета.

В работе представлены результаты экспериментальных исследований модели самолёта на динамической установке вынужденных колебаний с малыми и большими амплитудами для различных частот, средних углов и амплитуд. Показаны характерные для каждого вида эксперимента результаты. Показано, что традиционная математическая модель продольных аэродинамических характеристик, основанная на концепции аэродинамических производных, не может быть использована для углов атаки, где начинает развиваться отрыв потока. Предложена нелинейная математическая модель, при помощи которой может быть адекватно описано наблюдаемое в эксперименте нелинейное поведение производной демпфирования, включая

расслоение по частотам, и изменение формы петель гистерезиса при изменении частоты колебаний.

### **Mathematical modelling of unsteady aerodynamic characteristics of an airliner model based on experimental data**

Kravchenko D.A.

TsAGI, Zhukovsky

Due to safety issues flight dynamics and motion stability investigations of an airliner are needed at regimes which may be far beyond normal ones for this type of aircrafts.

The goal of the paper is unsteady aerodynamics of an airliner model investigation in a wide range of angles of attack and mathematical modelling of its aerodynamic characteristics for flight dynamics tasks.

Experimental results are presented in the paper for the aircraft model investigated on forced oscillation dynamic test rig. Experimental results for small and large amplitudes oscillations with different mean angles and frequencies are available. Typical results are shown for each type of tests. It is shown that traditional mathematical model of longitudinal aerodynamic characteristics, based on aerodynamic derivatives concept, cannot be used for angles of attack where flow separation starts to develop. Nonlinear mathematical model is proposed which is capable to describe adequately nonlinear behavior of damping derivative observed in tests for flow separation region, including differentiation on frequencies, and change of hysteresis loops shape for different frequencies.

### **Нейросетевое моделирование в задаче идентификации параметров модели ползучести и разрушения**

Кузнецов Е.Б., Леонов С.С.

МАИ, г. Москва

В последние десятилетия все более широкое применение находят модели способные описывать процессы деформирования и разрушения конструкций при сложном напряженном состоянии. Особое внимание уделяется возможности учета ползучести материала в области высоких и умеренных температур. Одним из наиболее эффективных подходов к описанию подобных процессов является использование уравнений известных теорий ползучести (теории старения, упрочнения, наследственности, теория структурных параметров Ю.Н. Работнова и т.д.). Однако, все такие уравнения, как правило, содержат несколько материальных констант (характеристик ползучести), которые необходимо определять на основании информации о протекании процесса деформирования, основным источником которой является эксперимент. Учитывая то, что характеристики ползучести могут

зависеть от вида используемого материала и его состояния, режима нагружения, температуры, коэффициента анизотропии и других факторов, задача их идентификации имеет весьма сложный характер.

В данной работе представлен унифицированный метод идентификации параметров модели, описывающей процессы ползучести и разрушения конструкций по результатам эксперимента. В качестве основы для разрабатываемого подхода используются принципы и методы нейросетевого моделирования [1].

Для иллюстрации данного метода решается задача идентификации параметров модели одноосного растяжения пластин (ширина 20 мм) из анизотропного титанового сплава 3В, нашедшего свое применение в авиации, ракетостроении и космической технике (изготовление обшивки, деталей крепления, силового набора, деталей шасси и различных агрегатов), при постоянной температуре. В результате получены параметры модели и приближенные решения для ряда начальных напряжений, которые хорошо согласуются с результатами других авторов и экспериментом [2, 3].

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований, проект 13-08-00473.

Используемая литература:

Васильев А.Н., Тархов Д.А. Нейросетевое моделирование. Принципы. Алгоритмы. Приложения. – СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2009. – 528 с.

Работнов Ю.Н. Ползучесть элементов конструкций. – М.: Наука, 1966.

Горев Б.В., Захарова Т.Э., Клопотов И.Д. К описанию процесса ползучести и разрушения материалов с немонотонным изменением деформационно-прочностных свойств // Физическая мезомеханика. – 2002. – Т. 5. – № 2. – С. 17–22.

### **Neural network modeling in the creep and failure model parameter identification problem**

Kuznetsov E.B., Leonov S.S.

MAI, Moscow

In recent decades, increasing application of models, that able to describe the processes of deformation and failure of structures under complex stress state. Particular attention is paid to the possibility of taking into account the creep of the material at high and moderate temperatures. One of the most effective approaches to the description of such processes is the use of well-known equations of creep theories (aging theory, hardening theory, heredity theory, Rabotnov's theory of structural parameters etc.). However, all such equations usually contain several material constants (creep characteristics), that must be determined based on information about deformation process passing, the main source of which is the experimental data. Considering that



creep characteristics may depend on the used material type and its condition, the mode of loading, temperature, coefficient of anisotropy and other factors, so the identification problem may be very complicated.

This paper presents a unified identification method for model parameters, that describing the processes of creep and failure of structures based on experimental data. As a basis for developing a new approach the principles and methods of neural network modeling is used [1].

To illustrate this method solves the identification problem for the uniaxial tension at a constant temperature model parameters of anisotropic titanium alloy 3V plates (20 mm width), used in aviation, rocket engineering and aerospace technology (production casing, mounting parts, power set, chassis parts and various units). This resulted in the model parameters and approximate solutions for a range of initial stresses, which are in good agreement with the results of other authors and experimental data [2, 3].

This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, grant 13-08-00473

References:

Vasilyev A.N., Tarkhov D.A. Neural network modeling. Principles. Algorithms. Applications. – St. Petersburg.: St. Petersburg State Polytechnic University Publ., 2009. – 528 p.

Rabotnov Ju.N. Creep Problems in Structural Members – Moscow: Nauka, 1966.–752 p.

Gorev B.V., Zaharova T.E., Klopotov I.D. The description of the creep and fracture processes of materials with non-monotonic change of thermo-mechanical properties – Physical Mesomechanics. – 2002. – Vol. 5. – No. 2. – P. 17–22.

### **Применение методов вычислительной геометрии для распознавания воздушных целей в оптической системе в реальном масштабе времени**

Мирзоян А.С.

РГАТУ, г. Рыбинск

В предлагаемой работе выделение воздушной цели на фоне небосвода осуществляется ее внешним контуром на изображениях отрицательной или положительной контрастности, когда пиксели воздушной цели оказываются темнее или светлее пикселей фона, соответственно. Полученный контур изображения реальной воздушной цели сравнивается с помещенными в долговременную память эталонными контурами цифровых моделей воздушных целей из заданного класса, полученных при всех возможных ракурсах цифровых моделей. В качестве меры сходства реального контура и эталонного используется метрика Никодима. С целью распознавания среди эталонных контуров

выбирается контур с наименьшим отклонением от реального контура. Это позволяет с большей или меньшей вероятностью определить тип воздушной цели на одном отдельно взятом кадре. Для повышения вероятности правильного распознавания используется серия последовательно идущих кадров.

Основным препятствием для практической реализации изложенного принципа является большой объем вычислений, который необходимо осуществить в ограниченный ресурс времени. Для решения задачи распознавания в реальном масштабе времени использованы кусочно-линейные аппроксимации замкнутых полигонов, алгоритм быстрого пересечения полигонов [1], оптимальные выпуклые упаковки полигонов эталонных изображений, построение  $\epsilon$ -сети в пространстве эталонных полигонов по метрике Никодима и рациональные по объему вычислений алгоритмы минимизации на  $\epsilon$ -сетях.

Работоспособность системы проверялась в лабораторных условиях на имитационных полетах масштабных моделей воздушных целей и на многочисленных видеозаписях полетов реальных воздушных целей. При этом вероятность правильного распознавания составляет порядка 85-95%.

Литература

1. *Мирзоян А. С.* Алгоритм быстрого построения пересечения полигонов в задаче распознавания летательных аппаратов //Вестник Рыбинского государственного авиационного технического университета имени П.А. Соловьева. – 2013. – 4. – С. 17 – 23.

### **Application of the methods of computational geometry for recognition of air targets in an optical system on a real-time basis**

Mirzoyan A.S.  
RSATU, Rybinsk

In the present paper, recognition of an air target against the background of the sky is effected using its outer contour in negative- or positive-contrast images, when the pixels of the air target are darker or lighter than the background pixels, respectively. The obtained contour of a real air target image is compared to the reference contours, stored in the non-volatile memory, of digital models of air targets of the given class built in all possible perspectives. As a measure of similarity of a real contour and a reference one, the Nikodym metric is used. For the purposes of recognition, a contour with the lowest deviation from the real one is selected from reference contours. It allows for determining, with greater or lesser probability, the air target type within one separate frame. To increase the possibility of correct recognition, a series of consecutive frames is used.

The major obstacle to implementation of the stated principle is a large volume of calculation to be performed within a limited resource of time. To solve the problem of recognition on a real-time basis, one uses fragmental and linear approximations of closed polygons, the algorithm of fast intersection of polygons [1], optimal convex polygon packing, building a  $\varepsilon$ -mesh in a reference polygon space using the Nikodym metric, and algorithms of minimization in  $\varepsilon$ -meshes, rational in terms of calculation volume.

The system operability was checked in a laboratory on the basis of simulated flights of air target scale models and numerous video recordings of real air target flights. The probability of correct recognition in that event is approximately 85–95 pct.

List of references:

1. A. S. Mirzoyan. “The Algorithm of Fast Building of Polygons Intersection in the Context of the Aircraft Recognition Problem”. Bulletin of Rybinsk State Aviation Technical University Named after P.A. Solovoyov. 2013: 4, pp. 17 – 23.

### **Аналитическое приближенное решение задачи оптимального разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях**

Сапунков Я.Г., Молоденков А.В.  
ИПТМУ РАН, г. Саратов

Рассматривается задача оптимального разворота космического аппарата (КА) как твердого тела произвольной динамической конфигурации при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА в кватернионной постановке. В качестве критерия оптимальности используется функционал, который объединяет время и энергию, затраченные на разворот космического аппарата. В классе обобщенных конических движений произведена модификация традиционной задачи оптимального разворота, которая позволила получить аналитические решения для уравнений движения, содержащие произвольные постоянные и две произвольные скалярные функции (параметры обобщенного конического движения). Относительно этих функций и их производных формулируется и решается оптимизационная задача с комбинированным функционалом, в которой в качестве управлений выступают вторые производные от этих двух функций. Полученное аналитическое решение модифицированной задачи может рассматриваться как приближенное решение традиционной задачи оптимального разворота КА. Следует отметить, что для случаев аналитической разрешимости традиционной задачи оптимального разворота при сферической симметрии КА, когда наложены ограничения на краевые условия задачи, – плоский эйлеров

разворот, коническое движение [1-3] – решения традиционной и модифицированной задач полностью совпадают. Приводятся численные примеры, показывающие близость решений традиционной и модифицированной задач оптимального разворота произвольного КА при произвольных граничных условиях. Доклад продолжает исследования, начатые в [1-3]. Отметим, что в [1-3] были получены аналитические решения традиционной и модифицированной задач оптимального в смысле минимума энергетических затрат и оптимального по быстрдействию разворотов сферически-симметричного КА (твердого тела) в классе конических и обобщенных конических движений. Работа поддержана РФФИ (проект № 12-01-00165).

#### Литература

1. Молоденков А.В., Сапунков Я.Г. Аналитическое решение задачи оптимального разворота сферически-симметричного космического аппарата в классе конических движений // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 3. С. 167-176.
2. Молоденков А.В., Сапунков Я.Г.. Аналитическое решение задачи оптимального по быстрдействию разворота сферически-симметричного космического аппарата в классе конических движений // Известия РАН. Теория и системы управления. 2014. № 2. С. 13-24.
3. Молоденков А.В., Сапунков Я.Г.. Решение задачи оптимального разворота сферически симметричного твердого тела при произвольных граничных условиях в классе обобщенных конических движений // Известия РАН. Механика твердого тела. 2014. № 5. С. 22-34.

### **Analytical approximate solution of the problem of the optimal turn of a spacecraft with arbitrary boundary conditions**

Sapunkov Ya.G., Molodenkov A.V.

Precision Mechanics and Control Problems Institute of RAS, Saratov

This study was financially supported by the Russian Foundation for Basic Research, projects no. 12-01-00165.

The problem of the optimal turn of a spacecraft as a rigid body of arbitrary dynamic configuration with arbitrary boundary conditions on an angular position and angular velocity of a spacecraft is considered in the quaternion statement. The functional that combines the time and the energy spent on the turn of a spacecraft is used as the optimality criterion. In the class of generalized conical movements made modification of the traditional problem of optimal turn which allowed to obtain analytical solutions to equations of motion containing two arbitrary constants and arbitrary scalar functions (generalized conical motion parameters). With respect to these functions and their derivatives is formulated and solved the optimization problem with the

combined functional, which act as controls the second derivatives of these two functions. The resulting analytical solution of the modified problem can be regarded as approximate solution of the traditional problem of optimal turn of a spacecraft. It should be noted that for cases of traditional analytic solvability of the problem of optimal turn in spherical symmetry of spacecraft when restrictions on the boundary conditions of the problem - flat Euler turn, conical motion [1-3] - solutions of traditional and modified problems are objectives coincide. Numerical examples showing the proximity of solutions of traditional and modified tasks of the optimal turn of an arbitrary spacecraft with arbitrary boundary conditions are presented. Report continues researches started in [1-3]. Note that in [1-3] were obtained analytical solutions of traditional and modified problems optimal in the sense of the minimum of energy loss and time-optimal turns of a spherically symmetric spacecraft in the class of conical and generalized conical movements.

References:

1. Molodenkov A.V. and Sapunkov Ya.G. Analytical Solution of the Optimal Slew Problem of a Spherically Symmetric Spacecraft in the Class of Conical Motion// Journal of Computer and Systems Sciences International. 2013. Vol. 52. No.3. Pp. 491-501.
2. Molodenkov A.V. and Sapunkov Ya.G. Analytical Solution of the Time-Optimal Slew Problem of a Spherically Symmetric Spacecraft in the Class of Conical Motion// Journal of Computer and Systems Sciences International. 2014. Vol. 53. No.2. Pp. 159-171.
3. Molodenkov A.V. and Sapunkov Ya.G. Solutions of the Optimal Turn Problem for a Spherically Symmetric Body under Arbitrary Boundary Conditions in the Class of Generalized Conical Motion // Mechanics of Solids. 2014. Vol. 49. No. 5.

**О вариантах разработки числового программного управления при проектировании лазерного технологического оборудования со вспомогательными кинематическими осями**

Мустафин А.Р., Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю.  
МАИ, МГУПИ, г. Москва

Обычно применяемые в лазерном технологическом оборудовании кинематические системы включают в себя массивные координатные столы. Такие системы имеют принципиальные ограничения по скоростям и ускорениям в процессе обработки. Для управления лазерным технологическим оборудованием со стандартной конфигурацией кинематической системы разработано универсальное программное обеспечение (ПО) LaserCNC, применяемое для различных традиционных и инновационных технологических процессов [1,2]. В современных машинах лазерной обработки используются мощные до

20-30 кВт волоконные лазеры. Это позволяет достигнуть скоростей обработки до 120-150 м/мин. и ускорений до 3-5g. Традиционные кинематические системы не в состоянии обеспечить требуемые динамические характеристики без значительной потери точности.

В работе [3] для решения этой проблемы предложен первый вариант алгоритма управления и разработан программный блок DopOs1 для управления машиной с многоосной кинематической схемой с синхронизированными малоразмерными вспомогательными осями.

В данной работе в развитие подхода работы [3] предложен второй усовершенствованный вариант разработки - программный блок DopOs2 для лазерного технологического оборудования со вспомогательными кинематическими осями, который совместим с основным ПО LaserCNC. Это обеспечивает значительное улучшение динамических характеристик и требуемую точность для технологических процессов лазерной резки и обработки материалов без применения более мощных приводов, а, следовательно, без роста затрат энергии.

1. Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю. Создание управляющих программ для автоматизации процессов лазерного управляемого термораскалывания полупроводниковых и диэлектрических материалов// Журнал «Вестник МАИ», 2011, т.18, №6, С. 53-67.

2. Кондратенко В.С., Третьякова О.Н., Наумов А.С., Шевченко Г.Ю., Зобов А.К. Новые методы и средства управления промышленным оборудованием на базе технологии лазерного управляемого термораскалывания// Журнал «Мехатроника, автоматизация, управление». 2014, № 6, С.43-46.

3. Кондратенко В.С., Комов В.Г., Миленький М.Н., Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю. Разработка прикладного программного обеспечения для создания лазерного технологического оборудования с вспомогательными кинематическими осями// Журнал «Приборы», 2013, №5, С.26-35.

### **Options for the development of numerical control in the design of laser processing equipment with auxiliary kinematic axes**

Mustafin A.R., Tretyakova O.N., Shevchenko G.Yu.  
MAI, MGUPI, Moscow

Commonly used in laser processing equipment kinematic systems include massive XY tables. Such systems have fundamental limitations in the velocities and accelerations during processing. To control the laser processing equipment with a standard configuration of the kinematic system developed universal software (SW) LaserCNC, used for the various traditional and innovative technological processes [1,2]. In modern machines of laser processing uses powerful 20-30 kW fiber lasers. This allows achieving

processing speeds up to 120-150 m/ min. and accelerations to 3-5g. Traditional kinematic system is unable to provide the required dynamic characteristics without significant loss of accuracy.

In [3] for the solution of this problem has been proposed the first version of the control algorithm and developed a program block DopOs1 to operate the machine with a multi-axis kinematics with synchronized small-sized auxiliary axes.

In this paper, the development of the approach of [3], an improved second version - program block DopOs2 for laser processing equipment with auxiliary kinematic axes, which is compatible with the basic software LaserCNC. This provides a significant improvement of performance and accuracy required for processes laser cutting and processing of materials without the use of more powerful drive and, hence, without increasing consumption of energy.

1. Tretiyakova O.N., Shevchenko G.Y. Creation of programs to automate the process of lasercontrolled thermosplitting semiconductor and dielectric materials // Journal "Herald of the MAI", 2011, Vol.18, №6, S. 53-67.

2. Kondratenko V.S., Tretiyakova O.N., Naumov A.C/, Shevchenko G.U., Zobov A.K. New methods and tools for industrial control based on the technology of laser controlled thermosplitting // Journal "Mechatronics, Automation, Control." 2014, № 6, S.43-46.

Kondratenko V.S., Komov V.G., Milenky M. N., Tretiyakova O.N., Shevchenko G.Y. Development of application software for the creation of the laser processin equipment with auxiliary kinematic axes // Journal "Devices", 2013, №5, p. 26-35.

### **Исследование нелинейности аэродинамических коэффициентов на точность расчета несущего винта вертолета по «полужесткой» нелинейной модели**

Иванова Е.Н.<sup>1</sup>, Николаев Е.И.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КНИТУ, <sup>2</sup>КВЗ, г. Казань

Вывод уравнений движения лопастей несущего винта вертолета, выполненный ранее многими исследователями для расчета аэроупругой устойчивости лопастей на упругой втулке, позволил описать, поведение лопасти в условиях сложного аэродинамического нагружения. Для возможности аналитического решения обычно многие авторы используют допущением о линейном характере зависимостей аэродинамических коэффициентов от угла атаки, хотя углы атаки на лопастях несущего и рулевого винтов вертолета могут достигать значительных величин, а значения аэродинамических коэффициентов

зависят от чисел Маха и Рейнольдса и срыва потока при больших углах атаки.

В докладе показано, что возможность аналитического решения уравнений можно сохранить, если разложить в ряд Фурье аэродинамические коэффициенты профиля, полученные при круговой обдувке. При этом сохраняется возможность аналитического решения уравнений «полужесткой» лопасти, но выражения становятся громоздкими, что потребовало необходимость использования пакетов символьной математики.

Поскольку в данной работе для вычисления аэродинамических нагрузок используется гипотеза плоских сечений, то при определении угла атаки в расчетном сечении лопасти необходимо иметь индуктивные скорости. Индуктивные скорости удобно разложить в ряд Фурье, и применение дисковой вихревой теории Шайдакова при типовом распределении циркуляции по диску винта позволяет это сделать.

При сохранении нелинейных членов уравнения движения актуален анализ величин членов полученного нелинейного уравнения для различных режимов полета и решаемых задач аэроупругости (расчета прочности лопастей, переменных нагрузок на валу винта или флаттера и дивергенции лопастей).

В докладе приведены результаты расчетов колебаний лопастей в плоскостях взмаха, качания и кручения для режимов горизонтального полета вертолета. Показано влияние нелинейности коэффициентов по углу атаки на результаты. Исследовано влияние нелинейных членов уравнения, как полученные из-за нелинейности аэродинамических коэффициентом, так и независящие от них.

### **A study of non-linear aerodynamic coefficients on the accuracy of calculation of the main rotor "semi-rigid" non-linear model**

Ivanova E.N.<sup>1</sup>, Nikolaev E.I.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>KNRTU, <sup>2</sup>Kazan Helicopter Plant, Kazan

A derivation of equations of helicopter rotor blades motion by many researchers made previously to calculate the aero-elastic stability of the blade on an elastic hub, allowed to investigate the behavior of the blade in a complex aerodynamic loading. For the possibility of an analytical solution, many authors use the assumption of the linear dependence of the aerodynamic coefficients of the angle of attack but the angle of attack on the blades can reach a significant values and the values of the aerodynamic coefficients depend on the Mach and Reynolds numbers.

The paper presents the possibility of analytical solutions of the equations with Fourier series expansion in the profile of the aerodynamic coefficients



for the circular blowing. You can still the analytic solution of the "semi-rigid" blades equations using of the symbolic mathematics package.

The inductive velocity conveniently calculated by the Shaydakov disk theory in a typical distribution of circulation over the rotor.

The analysis of the non-linear terms in the equation for different flight modes and tasks aero-elasticity (calculating the strength of the blades, variable loads on the shaft of the screw or blade flutter and divergence) is presented in this paper.

The paper presents the results of the calculations of the blades oscillations in flapp, led-lag and twist modes during the helicopter forward flight. Shows the non-linearity effect of aerodynamic coefficients.

### **Применение метода дискретных вихревых цилиндров для расчета индуктивных скоростей на переходных режимах работы винта**

Николаева М.Н.<sup>1</sup>, Николаев Е.И.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КНИТУ, <sup>2</sup>КВЗ, г. Казань

Усилия многих исследователей направлены на создание теории и методов, позволяющих наиболее простым способом произвести расчет индуктивных полей, без определения которых нельзя вычислить аэродинамические характеристики несущего винта. Индуктивный поток является важнейшим фактором, влияющим на величину индуктивных потерь, а также сил и моментов, действующих на несущий винт вертолета. Характер распределения нагрузки влияет на поле индуктивных скоростей.

На режимах малых скоростей поле индуктивных скоростей оказывается особенно неравномерным. Это приводит к возникновению значительных переменных аэродинамических сил, действующих на лопасти. Лопасти начинают колебаться с повышенными амплитудами. В них возникают значительные переменные напряжения. Силы, приходящие от лопастей на втулку, приводят к вибрации всего вертолета. Моделирование этого явления возможно только с применением вихревых теорий (дисковой, лопастной, теории несущих поверхностей).

В докладе обсуждается алгоритм применения метода дискретных вихревых цилиндров, разработанного авторами на базе дисковой вихревой теории Шайдакова, для расчета индуктивных скоростей на переходных режимах работы несущего и рулевого винтов вертолета. Дисковые вихревые теории предназначены для расчета индуктивных скоростей на установившихся режимах полета вертолета, когда известно распределение циркуляции по диску винта и плохо приспособлены для расчета винтов на неустановившихся режимах, когда нагрузка на диске

изменяется в течение одного оборота винта и не является неизменной по времени.

Метод дискретных вихревых цилиндров позволяет проследить изменение нагрузки на лопастях по времени вследствие того, что вихревое пространство под винтом разбивается на конечное число вихревых цилиндров, позволяющих моделировать изменение циркуляции по азимуту при изменении угла установки лопастей на части диска несущего винта.

На реальных примерах показана работоспособность методики. На примере расчета неустановившегося вращения вертолета показано, что алгоритм наиболее эффективен при резких изменениях параметров управления винтом.

### **Application of the discrete vortex cylinders method to calculate the induced velocity on the rotor transient operating conditions**

Nikolaeva M.N.<sup>1</sup>, Nikolaev E.I.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>KNRTU, <sup>2</sup>Kazan Helicopter Plant, Kazan

The efforts of researchers focus to develop of the theory and methods to calculate the inductive fields around of a helicopter. They need to calculate the loads on the main rotor. From inductive flow dependent forces and moments on the helicopter, the magnitude of the inductive power. The pattern of distribution the main rotor load affects the field of inductive velocities.

At low speeds of the helicopter the field of inductive velocities especially distributed unevenly. Therefore, the blades are significant at the aerodynamic loads. The blades vibrate with an high amplitudes. In them there are significant the variables stresses. The forces are passed from the blades to the hub and causes the vibration of the helicopter. For the simulation of this process are used the vortex theory of rotor (the disk theory, the blades theory, and the vortex panel method).

The paper presents the algorithm of the discrete vortex cylinders method, developed by the authors on the basis of Shaydakov disk vortex theory to calculate the induced velocity on the transient operating conditions of the main and tail rotor of the helicopter. The disc vortex theory developed for the calculation of the induced velocity at the steady helicopter flight when we know the distribution of the circulation around the disk of the rotor. They are not suitable for the calculation of the rotor on the dynamic operation modes when the load on the screw varies during of the rotor rotation and is not constant over time.

The applying the proposed discrete vortex cylinders method can simulate the load variation on the blades. The space below the rotor is partitioned into a finite number of vortex cylinders. This allows us to simulate the variation of the circulation during of the pitch angle variation.

On the example of the helicopter ANSAT shows robustness of this technique. On an example of the calculation of the transient rotation of the helicopter is shown that the algorithm is effective for the rapid changes of the helicopter control parameters.

### **Исследование неустойчивости гало-орбиты вокруг точки L2 системы Солнце-Земля**

Николаева Ю.А., Аксенов С.А.  
МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

Гало-орбитами называется класс периодических орбит вокруг коллинеарных точек либрации (L1, L2, L3). Они образуются при совпадении периодов обращения космического аппарата (КА) вокруг точки либрации в плоскости орбит массивных тел (в данном случае Солнца и Земли) и вне нее. При несовпадении указанных периодов получаются орбиты другого вида (например, орбиты Лиссажу). Периоды орбиты определяются амплитудами в указанных плоскостях.

Орбиты вокруг точек либрации являются неустойчивыми (т.е. малые отклонения начальных условий приводят к выходу траектории из окрестности точки либрации). На практике, однако, отклонений от номинальной траектории избежать не удастся. Это вызвано ограниченной точностью расчета номинальной орбиты, ограниченной достоверностью данных о воздействии на аппарат солнечного давления и планет Солнечной системы, неточностями определения текущего положения и скорости аппарата, ошибками исполнения управляющих маневров. Третий и четвертый фактор из перечисленных являются наиболее существенными.

В работе исследуется характер изменения орбиты при малых отклонениях в начальных условиях - положении и скорости КА. Интегрирование орбит осуществляется методом Рунге-Кутты восьмого порядка в среде моделирования GMAT.

Расчет номинальной орбиты осуществляется из предположения, что в начальный момент времени КА находится в плоскости, проходящей через ось Солнце-Земля и ортогональной эклиптике, и движется ортогонально данной плоскости. Далее с помощью специально разработанного алгоритма вычисляется значение модуля скорости аппарата, обеспечивающее его нахождение в окрестности точки либрации в течение максимально возможного времени.

Малые возмущения в положении и скорости КА приводят к возрастающему со временем отклонению его орбиты от номинальной; величина отклонения при этом существенно зависит от направления начального возмущения. Полученные результаты говорят о том, что отклонение от номинальной орбиты возрастает экспоненциально, при

этом наиболее опасным является направление возмущений, лежащее в плоскости эклиптики (направление неустойчивости), что полностью согласуется с известными результатами анализа линеаризованной системы уравнений, описывающих задачу трех тел. Применение компьютерного моделирования позволило показать, что направление неустойчивости зависит от точки, в которой осуществляется возмущение орбиты, и проанализировать характер данной зависимости.

### **Analysis of instability of halo-orbit around the L2 libration point of the Sun-Earth system**

Nikolaeva Y.A., Aksenov S.A.  
MIEM NRU HSE, Moscow

Halo-orbits are a class of quasi-periodic orbit around the collinear libration points (L1, L2, L3). They are formed in case of coincidence of the periods of the spacecraft motion around the libration point in plane of the massive bodies orbits and in orthogonal plane. In case of mismatch of the periods orbits of other types are formed. The periods of the orbit are determined by orbit's amplitude in this planes.

Libration point orbits are unstable, which means that small deviations from the initial conditions lead to removal of the spacecraft from the vicinity of the libration point. However, in practice it is impossible to avoid deviations from the nominal path. This is due to limited accuracy of the nominal path calculation, limited reliability of the information about solar pressure and Solar system planets influence on the spacecraft, inaccurate determination of current spacecraft position and velocity and errors of station-keeping maneuvers execution. The third and the fourth factors are the most significant.

This study is concerned on the character of the orbit's alteration in case of small deviations in the initial conditions such as vectors of position and velocity of the spacecraft. Integration of the orbits is performed by Runge-Kutta method of the eighth order in GMAT.

Computation of the nominal path is performed assuming that in the initial moment of time spacecraft is located in plane which is orthogonal to the ecliptics and contains the Sun-Earth axes, and the spacecraft motion is orthogonal to this plane. Then using a specially designed algorithm a value of velocity which provides the longest possible time on the orbit is calculated.

Small deviations of spacecraft position and velocity lead to incremental deviation from the nominal path, wherein it significantly depends on the initial perturbation direction. The results suggest that deviation from the nominal path grows exponentially. The most risky direction is direction, which lays in the ecliptics plane, so-called instability direction. This is entirely consistent with the known results of analysis of the three-body

problem linearized motion equations system. Computational simulation allowed us to show that instability direction depends on the position where the perturbation is performed, and analyze the nature of the dependence obtained.

### **Анализ быстрых траекторий возвращения Луна-Земля**

Николичев И.А.

МАИ, г. Москва

В данной работе проводится анализ траекторий возвращения с Луны на Землю космического аппарата, являющихся оптимальными с точки зрения величины суммарного импульса, и обеспечивающих соответствующие условия входа в атмосферу Земли.

Рассматриваются три схемы перелета: одноимпульсная, двух- и трёхимпульсная. Траектории с одним и тремя импульсами рассматриваются в рамках ограниченной задачи трех тел в селеноцентрической невращающейся системе координат. Траектории, отвечающие двухимпульсной схеме перелета, анализируются в рамках ограниченной круговой задачи трех тел во вращающейся системе координат. Начальная селеноцентрическая орбита для всех рассматриваемых схем перелета – низкая круговая, высотой в 100 км. Условия входа в атмосферу Земли определены на основе статистических данных для пилотируемого КА. Высота условной граница атмосферы Земли принята равной 120 км.

Цель исследования – проанализировать различные схемы реализации траекторий возвращения с Луны на Землю, обеспечивающие минимальное значение потребного суммарного импульса скорости при выполнении ограничений, связанных с условиями входа КА в атмосферу Земли.

Проведенное исследование позволяет определить оптимальную схему реализации быстрых траекторий возвращения с Луны на Землю в зависимости от ориентации начальной селеноцентрической орбиты и положения Земли на момент начала движения КА.

### **Analysis of fast Moon-Earth detour trajectories**

Nikolichiev I.A.

MAI, Moscow

In this study, carried out the analysis of the trajectories of the return from the moon to the Earth spacecraft that are optimal in terms of the value of the total impulse, and ensuring appropriate conditions of entry into Earth's atmosphere.

We consider three schemes of flight: a single-impulse, two-and three-impulse scheme. Trajectories with one and three impulses are shown in the

restricted three-body problem in a non-rotating celenocentric coordinate system. Trajectories corresponding to two-impulse scheme of flight are analyzed in the framework of the restricted circular three-body problem in a rotating coordinate system. The initial lunar orbit for all schemes of flight is low circular with the height equal to 100 km. Conditions of entry into the Earth's atmosphere are defined on the basis of statistical data for manned spacecraft. Height notional boundary of Earth's atmosphere is taken equal to 120 km.

The main purpose of the study - to analyze the implementation of various schemes trajectories return from the moon to Earth, providing the minimum value of the total impulse of required speed, when the restrictions relating to the conditions of entry of spacecraft into Earth's atmosphere are performed.

The study enables us to determine the optimal scheme for implementing fast detour trajectories from the Moon to Earth, depending on the orientation of the initial lunar orbit and the Earth's position at the initial point of the spacecraft motion.

### **Технология автоматической генерации геометрии и расчётной сетки для анализа аэродинамических характеристик воздушных винтов (ТВД)**

Павлик С.В.

ЦАГИ, г. Жуковский

В последнее время всё большую актуальность принимают задачи по многодисциплинарной оптимизации винтовентилятора. Решение этой задачи затруднено без автоматического перестроения геометрической модели и расчётной сетки. Это позволяет упростить обработку большого количества данных для топологически подобных задач и исключить человеческий фактор в ходе расчёта.

На начальном этапе работы была разработана методология расчёта аэродинамических характеристик воздушных винтов, позволяющая получать решение с точностью 3-5% для одиночных [0,0], и 5-7% для биротативных (соосных) винтовентиляторов [0]. Впоследствии методология была усовершенствована автоматической генерацией геометрической модели. В основе которой использована внутренняя реализация языка Visual Basic CAD-системы САПР. Построение расчётной сетки проводилось при помощи скрипта на языке пакета прикладных программ ANSYS Icem CFD. В свою очередь код макроса генерируется с помощью программы на языке C++.

В результате работы выполнены расчёты одиночного винта на скоростях потока 5-70м/с. Проведено сравнение полученных результатов с экспериментом, проводившимся в АДТ Т-104 ЦАГИ. Разработанная методология позволяет получать аэродинамические

характеристики с точностью 5%. В будущем планируется проверить разработанную методологию в расчёте биротативного винтовентилятора.

Литература

Лысенков А.В. Павлик С.В. Разработка методологии расчёта аэродинамических характеристик воздушных винтов // Труды МФТИ. 2013, Т. 5 № 3(19).

Павлик С.В., Лысенков А.В. Исследование точности методологии расчёта аэродинамических характеристик воздушных винтов // XXIII Научно-техническая конференция по Аэродинамике, 2012г.

Лысенков А.В, Павлик С.В.. Расчёт аэродинамических характеристик биротативного винта // XXIV Научно-техническая конференция по Аэродинамике, 2013г.

### **Technology of automatic generation geometry and computational grid to analyze aerodynamic characteristics of propeller (turbofan engine)**

Pavlik S.V.

TsAGI, Zhukovsky

Last time acquire more popularity the problem of multidisciplinary optimization of turbofan. To solve this problem is enough difficult without automatically regeneration of geometrical model and computational grid. It allows to simplify editing of great data level for topology similar objects and cancel human factor in course of computation.

At the first step of work the methodology of computation of turbofan will be developed. It allows to receive the solution with accuracy 3-5% for singlerotative propellers [1, 2], and 5-7% for birotative propellers [3]. Later the methodology will be improved by automatically generation of geometrically model. On its basis used internal realization of Visual Basic CAD-system CATIA. Generation of computational grid moderated by using script, included in ANSYS Icem CFD software. By turn the macros generates by C++ program.

In the results will be execute the computation with different flow speed (5-70 m/s). The results compared with the experiment, which carry out in wind tunnel T-104 TsAGI. The developed methodology allows to receive aerodynamical characteristics with accuracy 5%. In future planed to test this methodology in computation birotative turbofan.

References

Lysenkov A. V., Pavlik S. V. Development of the computational methodology of aerodynamics characteristics of propellers // Trudy MFTI. 2013, Vol. 5 №3(19).

Pavlik S. V., Lysenkov A. V. Accuracy investigation of the computational methodology of aerodynamics characteristics of propellers // XXIII Scientific technic conference of aerodynamics, 2012.

Lysenkov A. V., Pavlik S. V. Computation of aerodynamics characteristics of birotative propellers // XXIV Scientific technic conference of aerodynamics, 2013.

**Исследование движения твердого тела с подвижной внутренней массой по горизонтальной плоскости**

Бардин Б.С., Панёв А.С.  
МАИ, г. Москва

Среди различных типов современных самоходных устройств особую группу образуют вибрационные мобильные роботы, перемещающиеся за счет относительного движения внутренних элементов. Они не имеют специальных движителей (колес или гусениц), а взаимодействуют с внешней средой посредством своего корпуса. Указанные устройства могут найти широкое применение в современной технике. В частности, в космической отрасли, где они могут использоваться при исследовании поверхностей небесных тел: астероидов, планет солнечной системы и их спутников. Рассматривается движение по горизонтальной плоскости механической системы, состоящей из несущего тела (корпуса), непосредственно взаимодействующего с плоскостью, и материальной точки, движущейся относительно корпуса по окружности центром, расположенным в центре масс корпуса. В процессе движения на корпус со стороны плоскости действуют силы сухого кулоновского трения. Для всех значений параметров задачи выполнено полное качественное исследование динамического поведения такой системы. В частности, изучены различные типы периодических режимов движения, а также исследована их устойчивость. Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №14-21-00068) в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете).

**Investigation of motion of rigid body with an internal moving mass point in a horizontal plane**

Bardin B.S., Panev A.S.  
MAI, Moscow

Vibrating mobile robots belong to a special group of modern self-propelled devices moving by means of a relative motion of internal components. Such type of mobile robot does not require propulsion (like wheels or tracks) and interacts with external environment by means its frame. The above devices seem to be promising for advanced space industry. In particular, these



devices can be used to study celestial bodies: asteroids, solar system planets and their satellites. We considered the motion on a horizontal plane of a mechanical system consisting of a body, interacts with the plane, and a material point moving with respect to the body in a circle with center at the mass center of the body. Coulomb friction acts from the plane to the body during its motion. For any values of parameters we have performed a complete qualitative study of the dynamics of this system. In particular, we have investigated all types of periodic motions, as well as we have studied their stability. The work is carried out at the cost of the grant of the Russian Scientific Foundation (project № 14-21-00068) at the Moscow Aviation Institute (National Research University)

### **Прикладное применение алгоритма НЮ для решения задачи переориентации космического аппарата**

Пановский В.Н., Пантелеев А.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка алгоритмического и программного обеспечения гибридного интервального алгоритма оптимизации (Hybrid Interval Optimization, НЮ) для решения задачи нахождения оптимального программного управления детерминированными нелинейными динамическими системами.

Алгоритм НЮ представляет собой смесь концепций алгоритма эволюции разума (Mind Evolutionary Computation, МЕС) и коллективного интеллекта, процедур локального улучшения точек и интервального анализа.

НЮ начинает свою работу с генерации случайных параллелотопов на области поиска. Следующим шагом параллелотопы разделяются на три группы в зависимости от того, какие значения функция на них принимает: лучшая, средняя и худшая. Каждая из групп ассоциирована с собственной процедурой локального улучшения, которая использует коллективное знание о хороших и плохих областях, которое накапливается по мере работы алгоритма. Далее наступает итеративная часть алгоритма, которая продолжается до тех пор, пока количество итераций не превысит максимально возможное значение:

- обновить коллективное знание, используя данные о текущих параллелотопах в группах,
- выполнить процедуры локального улучшения для всех параллелотопов,
- перегруппировать новые параллелотопы в соответствии с значениями, которые функция на них принимает.

Поиск оптимального управления состоит из двух этапов. В ходе первого этапа исходная непрерывная система дискретизируется с

помощью методов Эйлера, Эйлера-Коши и Рунге-Кутты. На втором этапе ищется искомое управление путем минимизации функционала качества управления.

Результатом данной работы являются формирование детального пошагового алгоритма нахождения оптимального программного управления детерминированными нелинейными системами, создание соответствующего программного обеспечения, реализующего разработанный алгоритм, решение прикладной задачи (переориентации космического аппарата), на которой продемонстрирована эффективность алгоритма НЮ.

### **Application of НЮ Algorithm for the Spacecraft Reorientation Problem Solution**

Panovskiy V.N., Panteleev A.V.  
MAI, Moscow

The purpose of this work was to develop algorithm and software of hybrid interval optimization method (НЮ) for the optimal program control of deterministic nonlinear dynamic system synthesis.

НЮ algorithm is a fusion of Mind Evolutionary Computation (MEC) and collective intelligence conceptions, local search procedures and interval analysis.

НЮ starts with the random parallelotop generation procedure. The next steps consists of division of all parallelotops into three groups (according to the function value on them): best, average and worst. Each group is associated with its own local search procedure, which works with collective knowledge about good and bad areas. This information is being collecting during the overall search process. Then comes the iterative part of the algorithm, which repeats until the amount of iteration exceeds the given maximum value:

- refresh collective knowledge with the information about current parallelotops in groups,
- run local improvement procedures for all parallelotops,
- regroup newly obtained parallelotops according to the function value on them.

Synthesis of the optimal control consists of two stages. During the first stage original continuous system is converted to discrete one by the methods of Euler, Euler-Cauchy and Runge-Kutta. During the second stage the control is obtained by minimizing the functional of quality of control.

The results of this work are:

- development of the detailed step-by-step algorithm for finding the optimal program control of deterministic nonlinear systems,

- creation of appropriate software that implements the developed algorithm,
- solution of the applied problem (spacecraft reorientation), which demonstrates the effectiveness of the НЮ algorithm.

### **Исследование зон динамической неустойчивости вертолета на земле в программном комплексе MSC.Adams**

Николаев Е.И.<sup>1</sup>, Пантюхин К.Н.<sup>2</sup>

<sup>2</sup>КНИТУ-КАИ, <sup>1</sup>КВЗ, г. Казань

Автоколебания вертолета на земле с нарастающей амплитудой получили название земного резонанса. Причиной такого раскачивания является взаимодействие колебаний лопастей относительно шарниров, особенно вертикального, с колебаниями корпуса вертолета на шасси.

Работы многих авторов Б.Я. Жеребцова, Р.Коулмена, А.Файнгольда, М.А.Лернера, А.И.Пожалостина, Л.Н.Гродко, А.Б.Зимины и других, внесли вклад в развитие теории устойчивости вертолета на земле. Существует большое количество теоретических и экспериментальных исследований в данной области.

В настоящее время существует много программных продуктов, которые позволяют моделировать сложные механические системы, создавать виртуальные прототипы изделий для проведения динамических испытаний. Одним из таких программных продуктов является MSC.Adams компании MSC Software. В работе рассматривается математическое моделирование процесса раскрутки несущего винта вертолета на упругом основании с использованием данного программного продукта.

Исходными данными в MSC.Adams являются жесткостные и массово-инерционные характеристики корпуса вертолета и лопастей несущего винта. Лопасты моделируются твердотельными стержнями с соответствующими массово-инерционными характеристиками, шасси – упругостью основания. Центр втулки несущего винта не совпадает с центром масс вертолета.

В работе исследуются зоны динамической неустойчивости вертолета АНКАТ разработки ОАО «КВЗ». На примере расчета зон неустойчивости по схеме винта на упругом основании Коулмена-Жеребцова показана применимость программного комплекса MSC.Adams и сходимость результатов. Получены зоны неустойчивости вертолета АНКАТ на земле при использовании более точных схем расчета: применение 3D-матрицы жесткости колесного и ползкового шасси и моделирование ползкового шасси упругой ферменной конструкцией.

Проведено сравнение с натурным экспериментом, полученным для «высокого» ползкового шасси вертолета АНСАТ. Показаны визуализационные возможности MSC.Adams, позволяющие представить наиболее полную картину явления.

**Investigation helicopter dynamic instability zones on the ground  
in the software package MSC.Adams**

Nikolaev E.I.<sup>1</sup>, Pantyukhin K.N.<sup>2</sup>

<sup>2</sup>KNITU-KAI, <sup>1</sup>Kazan Helicopter Plant, Kazan

The helicopter self-oscillations on the ground with increasing amplitude are called ground resonance. The reason for this is the interaction of the blades vibrations relative to hinges, especially the lag hinge, with the helicopter body vibrations on the landing gear.

The publications of many authors BJ Zherebtsov, R.Colemen, A.Fayngold, M.A.Lerner, A.I.Pozhalostin, L.N.Grodko, A.B.Zimin and others, contributed to the development of the helicopter stability theory on the ground. There are large amounts of theoretical and experimental research in this area.

Currently, there are many software products that allow you modeling complex mechanical systems, create virtual prototypes of products for dynamic testing. One such software is MSC.Adams of MSC Software. The mathematical modeling of helicopter rotor on flexible support is considered with the use of this software.

Initial data in MSC.Adams are stiffness and mass-inertial characteristics of the helicopter body and rotor blades. The blades are modeled by solid bars with the corresponding mass-inertial characteristics and landing gear – flexible support. Center rotor hub does not coincide with the center of the helicopter mass.

In this paper studied the zones of dynamic instability ANSAT helicopter developed by JSC "KHP". On the example of the calculation of the instability zones scheme helicopter rotor on flexible support Coleman-Zherebtsova shows the applicability of the MSC.Adams and convergence results. The instability zones ANSAT helicopter on the ground are obtained by using a more accurate calculation schemes: the use of 3D-matrix stiffness landing gear and modeling of flex skid landing gear.

A comparison with full-scale experiments obtained for the "high" skid landing gear ANSAT helicopter. Showing visualization capabilities MSC.Adams, allowing presenting the most complete picture of the phenomenon.

## **Математическое моделирование процессов термо-газодинамики при обтекании затупленного тела воздушным гиперзвуковым потоком**

Пашков О.А.

МАИ, г. Москва

В данной работе представлены результаты первого этапа исследований по созданию полной математической модели процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) при полёте в атмосфере на высотах, удовлетворяющих по параметрам модели сплошной среды.

Актуальность работы обусловлена тем, что одной из важнейших проблем при проектировании ГЛА является достоверное предсказание параметров тепло-массообмена на его поверхности. Правильное решение этой задачи позволяет уже на стадии проектирования перспективного ГЛА оптимизировать его штатные параметры, а также определить требуемую толщину и материалы в составе его тепловой защиты.

Поскольку в гиперзвуковых летательных аппаратах наиболее теплонапряженные участки поверхности имеют форму затупленных тел (сфера или цилиндр), то в работе проводилось исследование термо-газодинамических процессов при обтекании сферы гиперзвуковым потоком.

Решались дискретные аналоги системы уравнений Навье-Стокса на нерегулярной расчётной сетке, совместно с уравнениями переноса массы для каждого компонента смеси, основным дифференциальным уравнением теплопроводности для твердого тела, уравнением модели дискретных ординат для имитации лучистого теплообмена.

Газовая среда задавалась смесью из пяти компонентов. Эффекты диссоциации и рекомбинации учитывались с помощью модели конечной скорости химической реакции. Так как при гиперзвуковых скоростях потока характерный временной масштаб потока подобен временному масштабу протекания химических процессов, то применялась модель неравновесной химии.

Результаты численных расчётов процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности сферы, полученные с помощью представленной математической модели, сравнивались с данными опубликованных ранее работ. Данные удовлетворительно согласуются в плане координатного расположения головной ударной волны, а также в плане распределений газодинамических параметров и концентраций химических компонентов по нормали к поверхности сферы в точке торможения. Они указывают на то, что разработанная модель может быть использована при решении термо-газодинамических и

теплотехнических задач при проектировании теплонпряженных элементов конструкции перспективных ГЛА.

**Mathematical modeling of thermo-gas dynamics in the flow around a blunt body during hypersonic flight**

Pashkov. O.A.

MAI, Moscow

This paper presents the results of the first phase of research to create a complete mathematical model of the thermo-gas dynamics and heat and mass transfer on the surface of a hypersonic aircraft in flight in the atmosphere at altitudes that meet the parameters continuum model.

Relevance of the work due to the fact that one of the most important problems in the design of the hypersonic aircraft is liable prediction parameters of heat and mass transfer at the surface. The correct solution to this problem allows at the design stage to optimize long-term hypersonic aircraftes tablished parameters, as well as to determine the required thickness and materials of his warm protection.

Since the hypersonic aircraft most heat-stressed parts of the surface are in the form of blunt bodies (sphere or cylinder), then the paper is to study the thermo-dynamic processes in the flow around the sphere of hypersonic flow.

Solved discrete analogs of the Navier-Stokes equations on an irregular grid of the calculated, together with the mass transfer equations for each component of the mixture, the basic differential equation for the thermal conductivity of the solid, the equation model to simulate the discrete ordinates radiative heat transfer.

Gas environment wondered mixture of five components. Effects dissociation and recombination into account by the model a fin iterate chemical reactions. Since at hypersonic flow velocities characteristic time scale of the flow is similar to the time scale of chemical processes, the model was used non-equilibrium chemistry.

The results of numerical calculations of thermal processes of gas dynamics and heat and mass transfer on the surface of a sphere, obtained by the proposed mathematical model were compared with those of previously published works. The data are in good agreement in terms of the coordinate location of the bow shock, as well as in terms of the distributions of gas-dynamic parameters and concentrations of the chemical components of the normal to the surface of the sphere at the stagnation point. They point out that the developed model can be used in the solution of thermo-gas-dynamic and thermal problems in the design of heat-stressed structural elements promising hypersonic aircraft.

## **Стабилизация спутника в условиях параметрической неопределенности с учетом неэффективных затрат топлива**

Пегачкова Е.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача активной стабилизации спутника с неопределенными начальными условиями. Происходит активное гашение колебаний спутника вокруг центра масс, требуется успокоить колебания спутника и минимизировать расход топлива. Классическое решение поставленной задачи со свободным временем окончания представляет собой последовательность режимов торможения в окрестности положения равновесия, где угловая скорость максимальна. Торможение производится с максимальной тягой двигателя. Чем короче промежуток работы двигателя при каждом включении, тем больше таких включений необходимо сделать для гашения колебаний. Однако общие затраты топлива при этом уменьшаются. В пределе получаем бесконечную последовательность импульсных включений (на бесконечно малое время) двигателя, а общее время стабилизации неограниченно возрастает. Разумеется, что такое управление является практически нереализуемым, идеальным решением, показывающим предельные возможности (экономии топлива) данной математической модели. Поэтому задачу движения спутника будем рассматривать в классе логико-динамических систем с учётом неэффективных затрат топлива, принимая во внимание, что каждое включение двигателя от его запуска до достижения максимальной тяги сопровождается расходом топлива и представляет собой не мгновенный переходный процесс. Добавляя в критерий качества соответствующие штрафные слагаемые за включение (и выключение) двигателя, получаем задачу, в которой определяется оптимальное (конечное) количество запусков двигателя, а процессы, требующие бесконечного числа включений, отбрасываются как неоптимальные. Такая постановка задачи ближе к практике, чем классический вариант.

Для синтеза оптимального управления стабилизацией спутника была разработана программа, позволяющая находить приближенное решение задачи для различных параметров спутника и различных начальных состояний. Окончание процесса оптимизации производится путём проверки выполнения необходимых условий оптимальности логико-динамических систем. Синтезируются оптимальное в среднем и оптимальное гарантирующее управления пучком траекторий. Для управления пучком траекторий применяется оптимальное управление для одной, специальным образом выбранной, траектории системы. Разумеется, что получаемое таким способом управление пучком

является субоптимальным. Однако оно может оказаться удовлетворительным для практики.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ грант № 12-08-00464-а.

**The satellite stabilization in conditions of parametrical indeterminacy considering ineffective fuel consumption**

Pegachkova E.A.

MAI, Moscow

The problem of active satellite stabilization with uncertain initial conditions. There is an active vibration damping of the satellite around the center of mass is required to calm the fluctuations of the satellite and minimize fuel consumption. Classical solution of the problem with the free end time is a sequence of modes of inhibition in the neighborhood of an equilibrium, where the angular velocity is maximum. Braking at maximum engine thrust. The shorter the period of operation of the engine every time you turn, the more of these inclusions must be made for vibration damping. However, the overall cost of fuel at the same time decrease. In the limit, we obtain an infinite sequence of pulsed inclusions (in infinitesimal time) of the engine, and the overall stabilization time increases indefinitely. Of course, that such control is practically impossible, the ideal solution, showing the limiting capabilities (fuel economy) of this mathematical model. Therefore, the problem of motion of the satellite will be considered in the class of logic-dynamic systems, taking into account the costs of inefficient consumption, taking into account that each switch the engine from its launch until the maximum thrust is accompanied by fuel consumption and is not an instant transition. Adding to the quality criterion corresponding penalty terms for inclusion (and off) the engine, get the problem, which is determined by the optimal (finite) number of engine starts, and the processes that require an infinite number of inclusions are discarded as non-optimal. Such a formulation of the problem closer to practice than the classic version.

For the synthesis of optimal control stabilization of the satellite program was developed that allows to find an approximate solution for a variety of satellite parameters and different initial conditions. Closing of the optimization process is performed by the verification of the necessary optimality conditions of logical-dynamic systems. Synthesized optimal average and guarantees optimal control beam trajectories. To control the beam trajectories apply optimal control for one, specially selected, the trajectory of the system. Of course, in such a way that the resulting beam control is suboptimal. However, it may be satisfactory in practice.

This work was supported by RFBR grant № 12-08-00464-а.



## Прикладное применение алгоритма ВРІМА для нахождения оптимального программного управления

Письменная В.А.

МАИ, г. Москва

Меметические алгоритмы (МА) представляют собой динамично развивающуюся область эволюционных вычислений. В данный момент термин «меметические алгоритмы» широко используется в качестве обозначения взаимодействия эволюционного или другого подхода, основанного на понятии популяции, и индивидуального обучения особей либо другой локальной процедуры улучшения решения для задач поиска условного глобального экстремума функций многих переменных.

Алгоритм ВРІМА в начале своей работы случайным образом генерирует некоторое множество особей (точек), которые впоследствии разделяются на 4 группы, по количеству основных мемов в природе (наука, мода, литература, музыка). Каждая особь имеет параметр приспособленности, который равен значению функции в точке, где находится особь. Каждая группа имеет собственное правило перехода, в ходе выполнения которого точка (особь) смещается на некоторый вектор сдвига. В данном алгоритме реализовано два процесса культурной эволюции: повторение и имитация. Механизм повторения оказывает временное воздействие на особь, которая подвергается обучению, т.е. область влияния ограничена одной итерацией. В процессе повторения особь перемещается на тот же вектор сдвига, что и у особи-учителя. Механизм имитации оказывает долгосрочное воздействие на особь. В случае имитации особь переходит из своей группы в группу особи-учителя. Реализованный процесс культурной эволюции позволяет проводить улучшение особей, а так же «вытягивать» особи, которые застряли в области локального экстремума оптимизируемой функции.

Таким образом, итеративную часть алгоритма ВРІМА для одной особи можно представить следующим образом:

- найти ближайшую особь-ученика, которая будет обучаться,
- переместиться на вектор сдвига, полученный в ходе выполнения правила перехода,
- попробовать обучить особь-ученика с помощью механизма повторения,
- попробовать обучить особь-ученика с помощью механизма имитации.

Алгоритм заканчивает работу, когда количество итераций превысит заранее заданную величину. В качестве ответа выбирается особь (а точнее точка, где она находится) с лучшим значением параметра приспособленности с точки зрения задачи оптимизации

Основным результатом данной работы является формирование алгоритмического и программного обеспечения разработанного алгоритма BPIMA и его применения для решения ряда прикладных задач поиска оптимального программного управления.

### **Application of BPIMA Algorithm for the Optimal Program Control Synthesis**

Pismennaya V.A., Pantelev A.V.  
MAI, Moscow

Memetic algorithms (MA) are dynamically developing field of evolutionary computations. Nowadays MA are widely used to show a designation of evolutionary or other population based approach and individual learning or other local improvement procedure for the function global extremum determination.

In the beginning BPIMA randomly generates a set of individuals (points). Then these individuals are divided into 4 groups (by the number of main memes in nature: science, fashion, literature, music). Every individual has fitness value which equals the value of function on the point where individual is situated. Each group has its own moving rule. During the implementation of this rule individual is moved by a shift vector. BPIMA has two processes of cultural evolution: repetition and imitation. Repetition mechanism makes a temporal influence on an individual, i.e. effect lasts only for one iteration. During this process individual is moved by the same shift vector as its individual-teacher. Imitation mechanism makes a long-term influence. During imitation individual changes its group to the group of its individual-teacher. Implemented process of cultural evolution allows not only to improve individuals, but also to pull out individuals, which are stuck in local extremum area.

Thus, iterative part of BPIMA for one individual can be listed by this way:

- find the nearest individual-student, which will be taught,
- move an individual by a shift vector, which is obtained during the moving rule implementation,
- try to teach individual-student by repetition mechanism,
- try to teach individual-student by imitation mechanism.

Algorithm stops when the amount of current iteration exceeds previously set value of maximum iterations. Individual (its location) with the best fitness value is selected as the final result.

The main results of this work are:

- formation of BPIMA,
- creation of the appropriate software,
- solutions of some applied problems of optimal program control synthesis.

## Роль дисперсионных эффектов и запаздывания в механике сплошной среды

Прозорова Э.В.

СпбГУ, г. Санкт-Петербург

Для проектирования летательных аппаратов требуется построить математическую модель. В работе предлагается включить в модель два типа новых эффектов: нелокальные эффекты и дисперсионные, т.е. рассматривается влияние нелокальности во времени и в пространстве и влияние момента количества движения. Каждый из эффектов рассматривается отдельно. Запаздывание наблюдается в экспериментах с ударными волнами в газе (газ разреженный). Сейчас включение момента в теорию достигается выбором дополнительного слагаемого, пропорционального квадрату длины (аналоги теорий братьев E. Cosserat, F. Cosserat). В настоящее время потоки в элементарный объем рассматриваются по нормали к поверхности, тем самым учитывают движение только вдоль потока, хотя сам элементарный объем может быть вовлечен в круговое движение. При построении теории в настоящее время неявно предполагается, что ось инерции всегда проходит через рассматриваемую точку, но это не так. Однако за счет поворота элементарного объема поток плотности через границу меняется на величину  $\frac{d(\rho u)}{d\gamma}(\gamma' - \gamma) + \dots$ . Вклад остальных компонент

мал, принимая во внимание малость объема и отсутствие вращения на оси. Во второй классической теории переход к законам сохранения осуществляется путем использования для плотности суммы дельта функций от разности  $(x_i - x)$ , аналогично выстраиваются законы сохранения для количества движения и энергии. Для точки выбор оси инерции не важен, для конечного объема существенен. Таким образом, переход от дискретной среды и обратно осуществляется без учета объемного распределения физических величин, точка статическая. Классическая теория и квантовая построены по единому алгоритму. Современная механика сплошной среды берет за основу условия равновесия сил. Это приводит к симметрии тензора напряжений и нарушению «сплошности» среды. После уточнения нами получен несимметричный тензор напряжений. Степень несимметричности тензора определяется из закона сохранения момента сил. При данном подходе не требуется вводить новые постоянные. Все параметры уже присутствуют в уравнениях. Уравнения для газа найдены из модифицированного уравнения Больцмана и из феноменологической теории. Новые уравнения с включением момента количества движения и перекрестных потоков содержат только два безразмерных параметра:

число Рейнольдса и Прандтля. Устанавливаются причины и необходимость учета запаздывания в уравнениях движения, основанная на оценках производных по времени и по координате с учетом определений производных и длины свободного пробега молекул, времен между столкновениями. Устанавливаются приоритеты процессов в различных ситуациях.

### **Influence of dispersion and delay in mechanics of continua**

Prozorova E.V.

SPSU, St. Petersburg

For the design of aircraft required to construct a mathematical model. The paper considers two new types of model effects: nonlocal effects and dispersion, i.e. examines the impact of nonlocality in time and space and the impact of angular momentum. Each effect is considered separately. Delay observed in experiments with shock waves in a gas (gas is rarefied). Now the angular momentum inclusion in the theory is achieved by selecting an additional term proportional to the square of the length (similar theories brothers E. Cosserat, F. Cosserat). Due to significant complications equations describing these processes, it is necessary to know the possibilities of application of each of the models. Currently flows in the elementary volume considered normal to the surface, thus only the movement along the stream, although the volume element may be involved in a circular motion. To develop the theory now is implicitly assumed that the axis of inertia always passes through the point, but it is not right. However, due to the rotation of the elementary volume flux density across the border changes by  $\frac{d(\rho u)}{d\gamma}(\gamma' - \gamma) + \dots$ . In the second conclusion into the classical theory of conservation laws is accomplished by using the density sum of delta functions on the difference  $(x_i - x)$ , similar to line up for the conservation laws of momentum and energy. For a point of inertia axis selection is not important but for the final volume is essential. Thus, the transition from a discrete medium and back is carried out without taking into account the spatial distribution of physical quantities, the static point. Classical and quantum theory built on a single algorithm. Partially these issues are discussed in B.N. Chetverushkin, T.G. Elizarova and others. Modern continuum mechanics takes as its basis the conditions of equilibrium of forces. This leads to the symmetry of the stress tensor and disruption "continuity" of the environment. After that we have received clarification unbalanced stress tensor. Degree of asymmetry of the tensor is determined from the law of conservation of angular forces. In this approach does not require a new permanent. All parameters are already present in the equations.

Equations for gas found from the modified Boltzmann equation and of the phenomenological theory. New equations with the inclusion of angular momentum and cross streams contain only two dimensionless parameters: the Reynolds number and Prandtl. Established causes of delay and the need for the equations of motion, based on estimates of the time derivatives and coordinate with the definitions of derivatives and the mean free path of the molecules, the time between collisions. Set process priorities in different situations. We begin with a discussion of our modified equations.

### **Контекстно-зависимое распознавание образов на базе нейросетевого моделирования**

Простов Ю.С., Тюменцев Ю.В.  
МАИ, г. Москва

Одна из наиболее актуальных проблем, стоящих сегодня перед авиационной и ракетно-космической отраслью, заключается в качественном развитии интеллектуальных систем управления и поддержки принятия решений. Например, это находит отражение в требованиях к перспективным БПЛА, включающих максимальную автономность и эффективность функционирования в самых различных условиях работы.

Один из многообещающих подходов при проектировании интеллектуальных систем основан на использовании нейросетевых моделей. Во многих случаях они способны решать задачу распознавания объекта или ситуации по зашумлённому или неполному набору признаков, что позволяет осуществлять эффективное управление. Однако, как правило, такие модели требуют предварительного обучения и работают по принципу «стимул-реакция», т.е. не способны адаптироваться под конкретную ситуацию.

В данной работе предлагается нейросетевая модель, учитывающая оперативную предысторию функционирования системы, что обеспечивает контекстно-зависимое распознавание и адаптацию. При этом повышается не только устойчивость к помехам и неполноте данных, но и становится возможным разрешать неоднозначные ситуации, когда одни и те же данные могут с равной вероятностью соответствовать различным образам.

В основе функционирования предлагаемой модели лежит использование не только структурной составляющей сети, отражающей ассоциативные связи между её элементами, но и контекста – текущей активности её элементов. При этом каждый распознанный образ меняет контекст, так как составляющие его нейроны создают новый источник временной активности в сети. В результате меняется вероятность

активации других нейронов из-за полученного по ассоциативным связям дополнительного возбуждения или торможения.

Процесс обучения основан на online-обучении, когда входные данные одновременно используются и для распознавания, и для обучения. При этом изменение связей между нейронами напрямую зависит от результатов распознавания, что будет приводить к постепенной структурной адаптации, отражающей использование контекста в модели. Стоит также отметить, что архитектура сети позволяет использовать обучение с учителем для явного внесения знаний в сеть, когда это необходимо.

В качестве практического применения рассматривается задача распознавания типа ЛА по заданному набору признаков в ситуациях с искажёнными и неполными данными, а также вариант разрешения неоднозначных ситуаций.

### **An artificial neural network for context-dependent pattern recognition**

Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V.

MAI, Moscow

The problem of a qualitative improvement of intelligent control systems and decision support systems is one of the most challenging issues for aviation and aerospace industry today. For example, it affects on requirements for a prospective UAVs which must have a high level of autonomy and ability to perform effectively tasks in various environment conditions.

One of the most promising approaches in design of intelligent systems is based on using artificial neural networks. They can solve problems like object recognition basing on some noisy or incomplete set of features. In many cases this approach can support effectively vehicle control processes. However, usually such models require prior training and operate accordingly to “stimulus-response” principle without any adaptation ability to changing environment conditions.

We propose a neural network model that takes into account the execution history of the model and as a result provides context-dependent pattern recognition and adaptation. Thus we can increase the system robustness with respect to noisy and incomplete data. Furthermore it becomes possible to resolve ambiguous situations when the same feature set corresponds to different patterns with equal probabilities.

The context-dependent recognition implies that the recognition process is based not only on the network structure representing the associative connections between elements of the network but also on the context which corresponds by activity of the elements. During model execution each recognized pattern will change the network context because neurons

corresponding to the pattern produce a new source of the temporary activity. As a result activation probability of the other neurons changes due to the additional excitation or inhibition transmitted through the associative connections.

The learning process is based on online learning techniques, when the input data are used simultaneously in the recognition and learning processes. But the adjustment of the connections between neurons while learning depends directly on result obtained by recognition phase which leads to a gradual structural adaptation to the current environment conditions. It should also be noted that the model architecture allows us to use a supervised learning to add explicit knowledge into the network when it is necessary.

The problem of flying vehicle type recognition basing on noisy and incomplete features is considered as a practical application example as well as solving the ambiguous situations.

### **Применение метода случайного поиска в задаче синтеза оптимального управления с полной обратной связью**

Родионова Д.А.  
МАИ, г. Москва

Разработано алгоритмическое и программное обеспечение применения метода случайного поиска с последовательной редукцией области исследования (метода Luus-Jakola) в задачах нахождения оптимального управления нелинейными непрерывными детерминированными системами с полной обратной связью по вектору состояния.

Метод Luus-Jakola принадлежит к метаэвристическим алгоритмам и используется при решении задачи глобальной условной оптимизации. При применении данного метода строится последовательность итераций из заданной начальной точки так, что в некоторой окрестности текущей точки с использованием равномерного распределения генерируется определенное количество случайных точек с учетом размеров множества допустимых решений. Среди полученных точек выбирается наилучшая, и из нее процесс продолжается. При этом размер множества поиска сокращается от итерации к итерации вплоть до достижения их заданного числа. Как только заданное число итераций выполнено, завершается «проход». При переходе к следующему проходу размер множества поиска восстанавливается, а далее снова выполняется заданное число итераций. На каждой итерации размеры исследуемой области сокращаются, что обеспечивает сходимость последовательности полученных таким образом приближенных решений к искомой точке глобального экстремума.

При решении поставленной задачи осуществляется переход к задаче поиска оптимального управления с полной обратной связью дискретной детерминированной системой, а затем решение исходной задачи строится путем интерполяции значений в узлах сетки. Приближенное решение задачи (управление) ищется в виде кусочно–постоянных вектор–функций. Предлагаемый метод реализован с применением принципов итерационного динамического программирования.

На основе разработанного алгоритма создано программное обеспечение, реализующее применение метода случайного поиска с последовательной редукцией области исследования (метода Luus-Jakola) в задаче нахождения оптимального управления нелинейными непрерывными детерминированными системами с полной обратной связью. Среда разработки Microsoft Visual Studio 2010, язык программирования C#. Получено решение несколько модельных задач, демонстрирующих эффективность предложенного метода.

### **Application of random search method to the feed-back optimal control synthesis**

Rodionova D.A.

MAI, Moscow

An algorithm and a software environment for finding solution to the problem of state feed-back optimal control for nonlinear continuous deterministic systems using the random search with systematic reduction in the size of search region global optimization method (the Luus-Jakola method) were developed.

The Luus-Jakola method is a metaheuristic algorithm that is used for global optimization of a performance function on the feasible region and allows finding its global minimum on a given region. This method involves a sequence of iterations performed from a given initial point, so that in the current point's neighbourhood a certain number of random points is generated using uniform distribution and considering size of the feasible region. Out of these points the one that gives the performance function the minimum value is chosen and the procedure is continued from this point. The size of the search region is reduced on every iteration until the maximum number of iterations is reached. After a given number of iterations is performed a pass is finished. At the beginning of the next pass the region size is restored and then a given number of iterations is repeated again. The size of the search region is reduced on every iteration, providing generated sequence of solutions converges to the desired global extremum point.

In order to solve above problem the continuous-time deterministic system model is transformed into a discrete-time deterministic system model and then, by interpolating values in grid points, the initial problem solution is



found. In this case, the approximate solution (optimal control) has the form of piecewise constant vector functions, so the result is sub-optimal control. The suggested method is used applying principles of iterative dynamic programming.

On the basis of the above algorithm a program implementing an application of Luus-Jakola optimization procedure to the solution of feedback optimal control problem for nonlinear continuous-time deterministic systems models was created. The development environment is Microsoft Visual Studio 2010, programming language is C#. A few model problems were solved in order to demonstrate efficiency of the suggested method.

### **Статистическое макро моделирование динамики пространственного движения ртутьевого класса на участке спуска. оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней**

Рыкалин А.С.

МАИ, г. Москва

При проведении проектных разработок стартовых космических комплексов и средств выведения на орбиты полезных нагрузок большое значение имеют вопросы комплексной оценки энергетических возможностей средств выведения с учетом ряда существующих ограничительных факторов, среди которых все большее значение принимают задачи минимизации экологического ущерба при реализации пусков.

Одним из существенных аспектов в решении этой целевой задачи является минимизация потребных областей отчуждения, выделяемых для падения отработавших ступеней средств выведения.

Проблема уменьшения размеров зон отчуждения требует комплексного решения задач динамики движения, аэродинамики, теплофизики и прочности сложных по форме и массово-инерционным характеристикам объектов.

Как правило, районы падения отработавших ступеней определяются с использованием упрощенных динамических моделей и уточняются при поступлении опытных данных, в том числе и данных о падении фрагментов, разрушенных в плотных слоях атмосферы.

Математические модели возмущающих факторов обычно включают модели движения центра масс и движения объекта относительно центра масс.

К числу основных возмущающих факторов, влияющих на движение отработавших ступеней средств выведения, относятся:

- вариации плотности атмосферы;
- горизонтальный струйный ветер;

- отклонения аэродинамических и инерционно-массовых характеристик средств выведения от номинальных значений;
- начальные условия движения.

Кроме этого на движение отработавших ступеней оказывают влияние турбулентность атмосферы, наличие остатков жидких компонентов топлива, конечная жесткость конструкции ступеней, угловое отклонение сопелмаршевых двигателей к моменту разделения ступеней и др. Таким образом, цена риска отражает априорную суммарную величину экономического ущерба с учетом величины ЭР возникновения данной ситуации.

### **Statistical macromodeling of dynamics of spatial motion of launch vehicle of heavy class on area of lowering. estimation of dispersion of points of falling of the working stages**

Rykalin A.S.  
MAI, Moscow

During realization of project developments starting space complexes and facilities of leading out on the orbits of actual loads large it is mattered questions of complex estimation of power possibilities facilities of leading out taking into account the row of existent restrictive factors among that all greater value the tasks of minimization of ecological damage take on a during realization of starting.

One of substantial aspects in the decision of this having a special purpose task is minimization of the required areas of alienation, working stages of facilities of leading out distinguished for falling.

The problem of reduction of sizes of zones of alienation requires complex decisions of tasks of dynamics of motion, aerodynamics, thermophysics and durability difficult in a due form and to mass-inertia descriptions of objects.

As a rule, the districts of falling of the working stages are determined with by the use of the simplified dynamic models and specified at receipt of experience data, including the fragments given about falling, destroyed in the dense layers of atmosphere.

The mathematical models of revolting factors include usually models of motion of centre-of-mass and motion of object in relation to centre-of-mass.

To the number of basic revolting factors influencing on motion working stages of facilities of leading out, belong:

- variations of closeness of atmosphere;
- horizontal stream wind
- rejections of aerodynamic and inertia-mass descriptions facilities of leading out from basic values

- entry conditions of the movement.

Except it on motion of the working stages have influence turbulence of atmosphere, presence of bits and pieces of liquid components of fuel, eventual inflexibility of construction of the stages, angular rejection of nozzles of sustainers to the moment of division of the stages and other.

Thus, the cost of risk reflects a priori total size economic damage taking into account the size of ER of origin of given situations.

### **Новые периодические решения в задаче о полете ЛА**

**на максимальную дальность**

Сагалаков А.Э., Филатьев А.С.

ЦАГИ, г. Жуковский

Рассматривается задача оптимизации траектории полета ЛА по критерию дальность с учетом ограничений на время полета и расход массы топлива.

Задача решается на основе принципа максимума Понтрягина. Проводится качественный анализ экстремалей. Акцентируется внимание на оптимальных периодических решениях, качественно отличных от традиционных квазистационарных.

Работа состоит из 4 частей:

1. Определяется место данного исследования среди широко известных работ других авторов.

2. В приближенной постановке, приводящей фактически к псевдоконсервативной модели движения ЛА, получены аналитические решения в задаче о максимизации дальности полета за заданное время при отсутствии других ограничений. Предложенная постановка существенно расширяет квазистационарную модель движения, так как не накладывает априорных ограничений на угол наклона траекторий. Выявлены все локальные экстремали и дан их сравнительный анализ по функционалу и параметрам траектории.

3. Дана постановка аналогичной задачи с учетом ограничений на фазовые переменные (высота, скорость) а также расход массы топлива. Решения задачи с ограничением расхода массы топлива получены численно с использованием аналитических решений, полученных в разделе 2.

4. Поставлена задача моделирования движения типичного маневренного самолета по достаточно полной математической модели без существенных упрощений. Предложен алгоритм директорного управления траектории полета, отслеживающий приближенное оптимальное решение, полученное аналитически. Показана реализуемость значительного выигрыша (до 18%) в дальности полета за заданное время при использовании колебательных траекторий. Причем

рассогласование по функционалу между аналитическим решением и результатом моделирования не превысило 1%.

### **New periodic solutions in the aircraft maximum range problem**

Sagalakov A.E., Filatyev A.S.

TsAGI, Zhukovsky

The trajectory optimization problem of the aircraft with fixed flight time and mass fuel consumption is considered. The functional is the range.

The problem is solved by the Pontryagin maximum principle. Qualitative analysis of extremals is carried out. The attention to the optimal periodic solutions, which are qualitatively different with traditional quasistationary one, is accentuated

The paper consists of 4 parts:

1. The place of given work among widely known works of other authors is defined.

2. In approximate statement that actually leads to pseudo conservative model analytical solutions of maximum range problem with fixed flight time without another restrictions are obtained. The given statement significantly broadens quasistationary model since it does not impose a prior restrictions on path angle. All local extremals are obtained and their comparative analysis is made.

3. The statement of analogous problem with restrictions on the phase variables (altitude and velocity) and fuel mass consumption is given. The numerical solutions of problem with restrictions on fuel mass consumptions are obtained with using of the analytical solutions.

4. The problem of typical maneuverable aircraft motion simulation with adequate comprehensive model without significant simplifications is considered. The algorithm of flight director system that follows up the approximate analytical optimal solution is provided. The realizability of oscillatory trajectories with the significant gain (up to 18%) of range with fixed time is shown. And discrepancy of functional between analytical solution and the simulation result doesn't exceed 1%.

### **Модифицированная стратегия последовательного хеджирования.**

#### **Распределение потерь хеджера**

Соболь В.Р.

МАИ, г. Москва

Стратегия последовательного хеджирования является простым и эффективным правилом управления хеджирующим портфелем продавцом колл-опциона. В соответствии со стратегией последовательного хеджирования продавец колл-опциона покупает или продает указанный в контракте актив, называемый базовым, при

пересечении курсом этого актива уровня цены поставки. Основным недостатком данной стратегии являются высокие затраты на хеджирование при частом пересечении уровня цены поставки курсом актива. В работе исследуется вариант модификации стратегии, заключающийся во введении «полосы нечувствительности» хеджирования. В соответствии с модифицированной стратегией последовательного хеджирования продавец колл-опциона покупает или продает базовый актив при пересечении курсом этого актива уровня некоторой полосы, включающей в себя уровень цены поставки. Эта модификация позволит избежать неоправданно больших потерь хеджера при частом колебании цены базового актива относительно уровня цены поставки, особенно в случае ненулевой комиссии при приобретении акций.

Целью данной работы является исследование вероятностных характеристик величины потерь хеджера, а именно: определение функции распределения потерь, т.е. определения вероятности события, заключающегося в том, что потери не превзойдут заданный уровень, а также определение квантили распределения потерь хеджера. Квантиль соответствует сумме, которую суммарные затраты на хеджирование не превысят с заданной вероятностью. Эта величина характеризует общий размер капитала, необходимый для формирования и управления портфелем в случае запрета на рынке операций short-sales.

Результаты работы основываются на полученном распределении числа пересечений полосы нечувствительности траекторией цены базового актива. При этом, на каждом пересечении учитывается возможность исполнения опциона покупателем в момент, когда позиция является открытой. В работе предлагается метод поиска значений безусловной и условной квантилей, а также вариант построения верхней и нижней оценок безусловной квантили по условным квантилям потерь. Условием, относительно которого вычисляются вероятности, является известное количество пересечений полосы нечувствительности траекторией цены базового актива.

### **Modified Stop-loss start-gain strategy. Distribution of hedger's losses**

Sobol V.R.

MAI, Moscow

The stop-loss start-gain strategy (SLSG) is an easy and effective rule of hedging portfolio management for the option writer. According to this strategy, hedger should sell or buy an asset if the stock price crosses the strike level. The main disadvantage of this strategy is the fact, that hedger's losses become very high in case of frequent fluctuation of asset price near the strike level. In this article the modification of SLSG strategy is being investigated.

The key idea of this modification is that hedger should sell or buy an asset if and only if the stock price crosses a stripe, which we call deadband, containing this level. This modification should eliminate the problem of high losses in case of frequent fluctuation of the stock price near the strike level (i.e. the frequent portfolio rebalancing), especially in case of non-zero fees.

Present article is concerned with studying probabilistic characteristics of the American option writer losses, who uses the modified SLSG strategy. The problems being investigated are: evaluation of the distribution function of the losses, i.e. determining probability of hedger's losses not to overcome fixed level, and evaluation of the quantile of distribution of the hedger's losses. Quantile value can be used as estimation of the total amount of money needed to perform hedging of the option (e.g. when the short-sales are prohibited).

The results are based on the known distribution of the number of deadband crossings by the trajectory of the stock price. Possible exercise of the option, when the stock price lies within the deadband (so the option is in-the-money but option writer's position can be open), is taken into account. The method for computation of conditional and unconditional quantiles of losses is provided. Also we propose the method for estimation of the losses quantile based on the values of conditional quantiles. Term "conditional" means that the number of crossings of the deadband is known.

### **Выпуклая минимизация поглощенной дозы радиации и расхода рабочего тела при доведении космического аппарата**

Старченко А.Е.

РКК «Энергия», г. Королёв; МФТИ, г. Долгопрудный

При доведении космического аппарата (КА) с помощью двигателей малой тяги вместо двигателей большой тяги существенно возрастает радиационная нагрузка на бортовую электронику и другие системы КА. Большие дозы поглощенной радиации могут существенно снизить срок службы бортовой электроники и всего КА.

Для снижения дозы поглощённой радиации наряду с пассивными методами в литературе рассматривается способ снижения дозы радиации путём выбора специальной траектории доведения [1,2]. Для снижения дозы без существенных увеличений расхода рабочего тела задачу можно сформулировать в виде двухкритериальной задачи оптимизации с критериями качества — затраты рабочего тела и доза радиации.

Для построения парето-фронта указанной задачи оптимизации в работе предлагается метод промежуточных орбит. Суть его состоит в параметризации траектории перелёта орбитальными элементами набора промежуточных орбит, через которые последовательно должна проходить эта траектория. Тогда если каким либо образом задать

траектории перелёта между промежуточными орбитами, то расход рабочего тела и поглощённая КА доза будут функциями параметров промежуточных орбит. В качестве параметров промежуточных орбит используются их наклонения, остальные параметры промежуточных орбит фиксированы. Сворачивая полученный векторный критерий в скалярный, можно перейти к однокритериальной задаче оптимизации.

Полученная нелинейная задача параметрической оптимизации для нахождения нетривиальных траекторий должна обладать высокой размерностью, что существенно усложняет её решение. Поэтому в докладе приводится построение нижней выпуклой оценки целевой функции, которая уже поддаётся эффективной численной минимизации. Минимальную траекторию оценки можно использовать в качестве нетривиального начального приближений для применения алгоритмов глобальной оптимизации исходного функционала.

Список литературы

Dutta Atri, Choueiri Edgar. Minimizing Radiation Fluence during Time-Constrained Electric Orbit-Raising // 23Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Pasadena, CA: 2012.

Jehn R. Radiation Optimum Solar-Electric-Propulsion Transfer From GTO to GEO.// 24Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Laurel, MD: 2014.

### **Convex optimization of a low-thrust spacecraft orbit insertion trajectory with objectives of absorbed radiation dose and propellant consumption**

Starchenko A.E.

RSC “Energia”, Korolev; MIPT, Dolgoprudny

Absorbed space radiation dose is dramatically increases if low-thrust orbit insertion maneuver is used instead of high-thrust one. Huge dose significantly decreases spacecraft electronics operational time and eventually leads to whole spacecraft malfunction.

In order to reduce amount of absorbed dose trajectory of low-thrust orbit insertion could be changed. There are few papers considering such method of dose minimization [1,2]. To cope with possible propellant consumption increase the problem could be formulated in a form of two-objective optimization problem. The objectives are absorbed dose and mass of propellant consumed.

Intermediate orbits method (IOM) was introduced to calculate pareto frontiers of the problem. The IOM’s main idea is to consider several intermediate orbits of the insertion trajectory and treat them as variable. Changing parameters  $P_i$  of the intermediate orbits and calculating trajectory passing through all of these orbits, it is possible to obtain absorbed dose and propellant consumption as functions of  $P_i$ . We consider in this paper

inclinations of intermediate orbits as variable parameters of the trajectory. All other orbital elements of intermediate orbits are fixed.

To reduce the problem to a conventional single-objective optimization form weighted sum model is used. Derived single-objective nonlinear problem should be highly dimensional to reveal non-trivial minimal trajectories. This circumstance makes the problem hard to solve.

In order to cope with it in this paper construction of the objective's convex lower bound is presented. Minima of the derived convex function can be easily found with help of modern convex optimization software. Optimal trajectories of convex lower bound can be used as initial guess in global optimization problem for the original objective.

#### References

Dutta Atri, Choueiri Edgar. Minimizing Radiation Fluence during Time-Constrained Electric Orbit-Raising // 23Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Pasadena, CA: 2012.

Jehn R. Radiation Optimum Solar-Electric-Propulsion Transfer From GTO to GEO.// 24Rd International Symposium On Space Flight Dynamics. Laurel, MD: 2014.

### **Обоснование модели турбулентности для расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик пассажирского самолета**

Чан Куанг Дык, Костюков В.М.  
МАИ, г. Москва

Целью работы является обоснование модели обтекания воздушным потоком пассажирского самолета с помощью программного комплекса Ансис Флюент (лицензия 00632255).

В работе рассмотрены 2 модели объекта обтекания: модель фюзеляжа ЛЛ 6945 [1] и пассажирский самолет Ту-154Б [2]. Исследования проведены при углах атаки  $\alpha = -4^0 \dots 20^0$ , числах Маха  $0,2 < M < 0,8$ , числах Рейнольдса  $7 \times 10^6 < Re < 28 \times 10^7$ . Течение в окрестности исследуемых моделей фюзеляжа ЛЛ 6945 и самолета Ту-154Б предполагалось турбулентным.

Расчет параметров обтекания и аэродинамических характеристик выполнен с использованием следующих моделей турбулентности: модели Спаларта-Аллмараса, «SST k- $\omega$ », «k- $\epsilon$ ».

Проведено сопоставление полученных с помощью Ансис Флюент результатов расчета с экспериментальными данными.

Найдено, что по сравнению с другими моделями турбулентности результаты расчетов с помощью модели «SSTk- $\omega$ » наилучшим образом совпадают с данными эксперимента [1,2] и описывают изменение аэродинамических коэффициентов по углу атаки. Определены



константы модели «SSTk- $\omega$ », дающие наилучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных. Полученные результаты позволяют применить данную модель обтекания для оптимизации приемника воздушного давления.

Литература

1. Захарова Н.С., Шарохин Н.И. «Результаты испытаний модели фюзеляжа ЛЛ (6945) в аэродинамической трубе Т-106 ЦАГИ». - Технические отчеты ЦАГИ, 1948.

2. Лигум Т.И., Скрипниченко С.Ю., Чульский Л.А., Шишмарев А.В., Юровский С.И. Аэродинамика самолета Ту-154. - М.: Изд-во Транспорт, 1977.

### **Justification of a turbulence model for calculating the parameters of flow and the aerodynamic characteristics of a passenger plane**

Tran Quang Duc, Kostiukov V.M.

MAI, Moscow

The aim of the work is to study the substantiation of the model of flow by an air flow of a passenger aircraft with the aid of a program is set by using the software Ansys Fluent (licence 00632255).

This work examines 2 model objects of the flow. The paper discusses about 2 models of the object flow: the model of the fuselage LL 6945 and the passenger aircraft Tu-154B.

Research carried out at angles of attack  $\alpha = -4 \dots 20$ , Mach numbers of  $0.2 < M < 0.8$  and Reynolds numbers of  $7 \times 10^6 < Re < 28 \times 10^7$ .

The flow in the surrounding area using the investigated models of the fuselage LL 6945 and aircraft Tu-154B results in turbulent.

Calculation of parameters of flow and aerodynamic characteristics were made using the following turbulence models: Model Spalart - Allmaras , «SST k- $\omega$ », «k- $\epsilon$ ».

A comparison of the calculation results obtained by using Ansys Fluent with the experimental data.

It was found that in comparison with the other models turbulence, the results of calculation using the model «SST k- $\omega$ » well coincide with the experimental data and it describes the variation of the aerodynamic coefficients of the angle of attack.

The constants of the model «SST k- $\omega$ », give the best convergences of the calculated and experimental data.

The obtained results allow us to apply this model to optimise the flow pitot tube.

## **Исследование устойчивости плоского вращательного движения спутника на эллиптической орбите**

Бардин Б.С., Чекина Е.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается движение спутника - твердого тела относительно центра масс на эллиптической орбите произвольного эксцентриситета. Данное движение описывается дифференциальным уравнением второго порядка, допускающим частное периодическое решение. Этому решению соответствует плоское резонансное вращение спутника, при котором он совершает один оборот в абсолютном пространстве за время, равное двум периодам обращения его центра масс по орбите. Ранее в работах Хентова А.А.[1], Маркеева А.П. и Бардина Б.С.[2] исследовалась устойчивость данного решения. В указанных работах было обнаружено чередование областей устойчивости и неустойчивости при приближении значения эксцентриситета к единице. В работе [1] были исследованы в линейном приближении первые две из этих областей. В статье [2] для данных областей был проведен нелинейный анализ и получены строгие выводы об устойчивости по Ляпунову.

Целью настоящей работы является строгий анализ устойчивости указанного решения в неисследованном ранее интервале значений эксцентриситета. Найденны три новые области устойчивости линейном приближении. В указанных областях был также проведен нелинейный анализ устойчивости. Исследование выполнялось при помощи методики, описанной в статье[3], суть которой состоит в построении симплектического отображения, генерируемого фазовым потоком системы уравнений возмущенного движения и исследовании устойчивости неподвижной точки данного отображения. Нелинейный анализ выполнялся как для резонансных, так и для нерезонансных случаев, в частности были рассмотрены все резонансы до 4 порядка включительно. Было установлено, что в данных областях плоское вращение устойчиво по Ляпунову, за исключением некоторого числа резонансных точек.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №14-21-00068) в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете).

### Список литературы

1. Хентов А.А. Об одном вращательном движении спутника// Космические исследования, 1984. Т. 22. Вып. 1. С. 130
2. Маркеев А.П., Бардин Б.С. Об одном плоском вращательном движении спутника на эллиптической орбите// Космические исследования, 1994. Т. 32. Вып. 6. С. 43

3. Маркеев А.П. Об одном способе исследования устойчивости положений равновесия гамильтоновых систем// Механика твердого тела, 2004. Вып. 6. С. 3

**Stability analysis of the planar rotational motion of a satellite  
in an elliptical orbit**

Bardin B.S., Chekina E.A.

MAI, Moscow

We study the movement of the satellite as a rigid body about the center of mass in an elliptical orbit of arbitrary eccentricity. This movement can be described by the second order differential equation, which allow private periodic solution. The solution corresponds to the planar resonant rotation of the satellite, wherein it performs one revolution in the absolute space for a time equal to two periods of its center of mass circulation in the orbit. Earlier the stability of such solution was studied in the works of A.A. Hentov [1], A.P. Markeev and B.S. Bardin [2]. Thus was discovered regions alternation of stability and instability when eccentricity values approached to the unity. In [1] the first two of these regions were investigated in the linear approximation. In [2] for these two regions nonlinear analysis was carried out and strict conclusions about the Lyapunov stability obtained.

The aim of this work is a strict stability analysis of this solution in the previously unexplored range of the eccentricity values. Three new regions of stability in the linear approximation were found. In the mentioned regions the nonlinear stability analysis was also carried out. The research was accomplished using the techniques described in [3], which consists in construction of symplectic mapping generated by the phase flow of the system of the perturbed motion equations and the stability analysis of the fixed point of this mapping. Nonlinear analysis was performed for both resonant and nonresonant cases, in particular, all resonances up to the 4th order were considered. It was found that in these regions the planar rotation was Lyapunov stable, with the exception of a number of resonant points.

The work is carried out at the cost of the grant of the Russian Scientific Foundation (project № 14-21-00068) at the Moscow Aviation Institute (National Research University)

References

1. Khentov A.A. About one rotational motion of the satellite// Cosmic research, 1984. vol. 22. no. 1. p. 130

2. Markeev A.P., Bardin B.S. About one planar rotational motion of a satellite in an elliptical orbit // Cosmic research, 1994. vol. 32. no. 6. p. 43

3. Markeev, A.P., Stability of Equilibrium States of Hamiltonian Systems: A Method of Investigation, Izv. Ross. Akad. Nauk. Mekh. Tverd. Tela, 2004,

**Систематика задач маршрутизации полета легкого беспилотного летательного аппарата как задач булевого линейного программирования и их решение**

Чинь В.М.<sup>1</sup>, Моисеев Д.В.<sup>1</sup>, Мозолев Л.А.<sup>1</sup>, Моисеева С.Г.<sup>1</sup>, Фам С.К.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>МАИ, г. Москва; <sup>2</sup>ГТУ им. Ле Куй Дона, г. Ханой

Достаточно известной в литературе [1-2] является трактовка задачи априорного формирования маршрута полета легкого беспилотного летательного аппарата (БПЛА) как замкнутой задачи коммивояжера. При этом элементами матрицы коммивояжера выступают или расстояния между точками, которые надо связать маршрутом [1], или время полета между маршрутными точками с учетом действия ветра [2]. В то же время указанная постановка является не единственной представляющей практический интерес. В докладе обсуждается совокупность в принципе возможных и практически значимых постановок задач маршрутизации полета легкого БПЛА. Общая понятийная основа и содержание этих постановок позволяет рассматривать их как определенную совокупность родственных задач. В докладе предложен принцип систематизации этих постановок, позволяющий сравнительно легко ориентироваться в множестве этих задач и подчеркнуть общее и отличное в каждой из них. Основой математической записи обсуждаемых задач маршрутизации является аппарат линейного программирования с булевыми переменными. Каждая из возможного множества постановок имеет особенности в записи ограничений и целевой функции. Однако для решения всех этих задач предложено использовать одну и ту же методику и общую основу ее алгоритмической и программной реализации. В качестве методики используется процедура последовательного решения задач целочисленного линейного программирования с последовательным исключением подциклов [3]. Алгоритмической основой является метод ветвей и границ, реализованный программно функцией `bintprog` пакета `MATLAB`.

Таким образом, результатом проделанной работы является разработка унифицированного подхода к математической формализации и решению ряда актуальных и практически востребованных задач маршрутизации полета легкого БПЛА в поле постоянного ветра.

Литература.

1. Моисеев В.С., Абсалямов М.Н., Хакимуллина А.Р. Оптимизация траекторий летательного аппарата, выполняющего контроль наземной обстановки. Изв. Вузов. Авиационная техника, 2001. №1. с. 16-23.

2. Таргамадзе Р.Ч., Моисеев Д.В., Фам С.К. О рациональном выборе замкнутого маршрута полета легкого летательного аппарата с учетом прогноза ветра. Вестник ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина. 2012. № 3. с. 76-83.

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.

### **The systematic of flight routing problems of lightweight unmanned aerial vehicle as boolean linear programming problems and their decision**

Trinh V.M.<sup>1</sup>, Moiseev D.V.<sup>1</sup>, Mozolev L.A.<sup>1</sup>, Moiseeva S.G.<sup>1</sup>, Pham X.Q.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>MAI, Moscow; <sup>2</sup>Le Quy Don University, Hanoi

Being fairly well known in the literature [1-2] is the interpretation of the problem of priori forming flight route of lightweight unmanned aerial vehicle as the travelling salesman problem. In this case, the elements of the matrix of travelling salesman problem are the distance between the points that need to link the route [1], or the flight time between waypoints taking into account the effects of wind [2]. At the same time the above formulation is not only practical interest. This report discusses in the principle set of possible and practically meaningful formulation of flight routing problems of lightweight unmanned aerial vehicle.

Overall conceptual basis and content of these formulations can be considered as certain set of related problems. The report proposed principle of systematization of these formulation, which made relatively easy to orient in the set of these formulations and emphasize the common and different in each of them. The basis of mathematical notation discussed routing problems is the unit of linear programming with boolean variables. Each of the possible set of formulations has features in the recording constraints and objective function. However, to solve all of these problems is proposed to use the same methodology and common basis of algorithmic and software implementation. Sequential decision procedure for integer linear programming problems with sequential sub-cycle elimination used as a technique [3]. Algorithmic basis is the branch and bound method, realized in the bintprog function of MATLAB.

Thus, the result of this research is to develop a unified approach to mathematical formalization and solving urgent and practically demanded flight routing problems of lightweight unmanned aerial vehicle in the constant wind.

Literature.

1. Moiseyev V.S., Absalyamov M.N., Khakimullina A.R.. Optimization of flight vehicle trajectories when checking ground situation. Aviation technology, 2001. №1. pp.16-23.
2. Targamadze R.Tr., Moiseev D.V., Pham X.Q. Rational choice of loop flight rout for a lightweight aircraft subject to the wind forecast. Vestnik NPO imeni Lavochkina S.A. 2012. №3. pp.76-83.
3. Kozlov M.V., Kostiuk 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.

## 9. Материалы аэрокосмического применения

### 9. Materials for Aerospace Application

#### Прогностические возможности исследования релаксационной природы термической деструкции полимеров

Задорина Е.Н.

МАИ, г. Москва

Наличие прямой стратегической угрозы интересам России в области национальной безопасности вследствие возможного отставания в создании нового поколения авиационной техники, в том числе, военного назначения, делает весьма актуальными исследования прогнозного плана.

Переход к авиационно-космической технике новых поколений невозможен без применения наноструктурированных полимерных материалов (ПМ) и композиционных материалов на их основе, создаваемых с использованием нанотехнологий. Возрастает роль ПМ и ПКМ в разработке и создании разрушающихся теплозащитных покрытий ЛА и ДУ, работающих в условиях высокоскоростного нагрева и теплового удара.

Ранее автором впервые было сделано предположение о релаксационной природе термической деструкции полимеров. Позднее это было развито в работах с соавторами, в работах других авторов.

Вследствие релаксационного характера процесс термодеструкции завершается при данной степени разложения, а его скорость уменьшается со временем. Кинетические параметры процесса зависят от скорости внешнего воздействия (нагрева).

Сложность математического моделирования термической деструкции в нестационарных условиях связана с зависимостью кинетических параметров процесса от условий его протекания. Использование «эффективных» характеристик приводит к потере физико-химического смысла и необоснованному трактованию получаемых экспериментальных результатов.

Термическая деструкция ПМ как релаксационный процесс связана не только с разрывом химических связей в полимере, но и с сегментальной и дипольно-групповой подвижностью, а также с целым рядом более медленных процессов. Созданием наноструктурированных ПМ и ПКМ достигается управление термодеструкционными процессами. Непосредственному преодолению энергетического барьера химической реакции предшествует перемещение соответствующих наноструктурных единиц полимера, то

есть параллельно реализуются иные релаксационные процессы, для которых также требуется определенная энергия.

Таким образом, снижение активационного барьера пиролиза с увеличением темпа нагрева может быть связано именно с релаксационной природой термической деструкции полимеров. Такой подход позволяет надежно интерпретировать экспериментальные результаты и прогнозировать поведение теплозащитных полимерных материалов при высоких скоростях нагревания.

Специалисты получают информацию, позволяющую использовать нанотехнологии для целенаправленного формирования наноструктуры полимерных материалов теплозащитного назначения.

### **Predictive possibilities of research of the relaxation nature thermal destruction of polymers**

Zadorina E.N.

MAI, Moscow

Existence of direct strategic threat to interests of Russia in the field of national security owing to possible lag in creation of new generation of the aircraft equipment, including, military, does very actual researches of the expected plan.

Transition to aerospace equipment of new generations is impossible without application of the nanostructured polymeric materials (PM) and composite materials on their basis, nanotechnologies created with use. The role of PM and PKM increases in development and creation of the collapsing heat-shielding coverings of aircrafts and propulsion systems working in the conditions of high-speed heating and a heatstroke.

Earlier the author for the first time made the assumption of the relaxation nature of thermal destruction of polymers. It was later it is developed in works with coauthors, in works of other authors.

Owing to relaxation character process of thermodestruction comes to the end at this extent of decomposition, and its speed decreases over time. Kinetic parameters of process depend on the speed of external influence (heating).

Complexity of mathematical modeling of thermal destruction in non-stationary conditions is connected with dependence of kinetic parameters of process on conditions of its course. Use of "effective" characteristics leads to loss of physical and chemical sense and unreasonable interpretation of received experimental results.

Thermal destruction of PM as relaxation process is connected not only with a rupture of chemical bonds in polymer, but also with segmental and dipolar and group mobility, and also with a number of slower processes. Creation nanostructured by PM and PKM reaches management of processes of thermal destruction. Direct overcoming of a power barrier of chemical reaction is



preceded by movement of the corresponding nanostructural units of polymer, that is other relaxation processes for which a certain energy also is required are in parallel realized.

Thus, decrease in an activation barrier of pyrolysis with increase in rate of heating can be connected with the relaxation nature of thermal destruction of polymers. Such approach allows to interpret reliably experimental results and to predict behavior of heat-shielding polymeric materials at high speeds of heating.

Experts receive information, allowing to use nanotechnologies for purposeful formation of nanostructure of polymeric materials of heat-shielding appointment.

### **Линейный статический анализ панелей из полимерных композиционных материалов на основе метода конечных элементов**

Зайцев В.Н., Мартиросов М.И.

МАИ, г. Москва

Механика разрушения элементов конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) весьма сложна из-за анизотропии, взаимного влияния напряженно-деформированного состояния (НДС) отдельных монослоев, образующих композитный пакет (КП), специфики структуры и ряда других причин.

Анализ прочности КП обычно сводится к анализу НДС его монослоев и определению их коэффициентов запаса по различным критериям. Минимальный из них определяет запас прочности всего КП.

Для КП не существует однозначного критерия разрушения. Имеющиеся критерии являются феноменологическими и описывают прочность в монослое на основе экспериментов по результатам испытаний на растяжение, сжатие и сдвиг. Критерии разрушения определяют критическую комбинацию действующих в монослое напряжений или деформаций, которая и приводит к разрушению.

У ряда применяемых на практике критериев разрушения КП серьезным недостатком является невозможность определения причины разрушения монослоя (разрушается матрица или волокно). Однако разрушение матрицы отдельного монослоя может не привести к исчерпанию его несущей способности и КП может и далее воспринимать действующую нагрузку (критерии Хилла, Хоффмана, Цая-Ву и другие). В настоящее время получили распространение критерии, которые дают возможность определить запасы прочности матрицы и волокна отдельно (критерии Пака, Хашина-Ротема).

В работе рассматривается плоская удлиненная панель из углепластика на основе препрега HexPly 8552/34%/UD134/AS4-12K производства фирмы Hexcel Composites, США (углеродная лента AS4 на основе

высокопрочного углеродного волокна HexTow AS4-12K и эпоксидного связующего 8552), изготовленная по автоклавной технологии. Этот ПКМ используется для средне- и слабонагруженных деталей конструкционного назначения в авиационной технике: элементов механизации крыла и оперения, обтекателей закрылков, створок шасси, крышек люков центроплана и консоли крыла, обтекателей пилонов навески двигателя. Формат укладки панели - смешанный:  $+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}$ . (всего в КП 20 слоев). Характеристики монослоя известны (толщина, плотность, объемное содержание наполнителя, пределы прочности при растяжении и сжатии вдоль и поперек волокна, предел прочности при сдвиге в плоскости КП, модули упругости при растяжении и сжатии вдоль и поперек волокна, модуль упругости при сдвиге в плоскости КП, коэффициент Пуассона). Определяются жесткостные и прочностные характеристики КП. Проводится расчет на прочность данной панели методом конечных элементов (МКЭ) в линейной постановке под действием различных комбинаций заданных погонных нагрузок. Рассматриваются различные варианты граничных условий. Используются следующие критерии разрушения: максимальных напряжений, максимальных деформаций, Хилла, Хоффмана, Цяя-Ву, Д'алиа, Норриса, Фишера, Ханкинсона, Коуина, Пака, Хашина-Ротема и другие. Дается сравнение результатов, полученных по различным критериям разрушения. Выработаны практические рекомендации. Расчеты проведены с помощью программного комплекса NX/Nastran7.5 с использованием приложения Advanced Simulation, применены конечные элементы типа Laminate и Shell.

Работа выполнена при финансовой поддержке Совета по грантам Президента РФ для государственной поддержки молодых российских ученых и ведущих научных школ (код проекта НШ-2047.2012.8) и гранта РФФИ (код проекта 12-01-00566\_a).

### **A finite element analysis of a linear statics of polymer composite panels**

Zaitsev V.N., Martirosov M.I.

MAI, Moscow

Problems of fracture mechanics of structural elements made from polymer composite materials becomes difficult due to the effects of the anisotropy, the interference of stress-strain states of contacting layers of laminates, structural specificities e t. c.

An analysis of the strength of composite material can be reduced to the stress-strain analysis performed for all their layers and to the estimation of the safety factors for each layer. The minimal one becomes the safety factor for the laminated structure.

No unified fracture criteria exists for composite materials. Most of known criteria were derived as phenomenological theories and describe the strength of one layer on the groundwork of experimental data of tensile, compressive and shear tests. These criteria define a critical stresses or strain combination in a layer that results the fracture.

Most of practically used fracture criteria such as Hill, Hoffmann of Tsai and Wu ones cannot correctly locate the fracture in a fiber or a matrix of composition, so that is the common drawback of these criteria. On the other hand the destruction of the matrix of one layer often does not result the limit of the layer's bearing capacity; the locally damaged laminate is able to take up the applied load. Therefore some novel fracture criteria such as the Pake and Hashin-Rothem ones become to be useful securing the definition of safety factors directly for fibers and matrix.

Below a high-elongation plane panel made from the carbon composite materials based on the HexPly 8552/34%/UD134/AS4-12K prepreg is considered. This prepreg is made by Hexcel Composites (USA) using the autoclave treatment and contains the carbonic belt AS4 based on the high-strength carbonic fiber HexTow AS4-12K and epoxy binding agent 8552. This composite material is widely used for both medium- and weakly loaded structural elements of aerospace technic such as lift devices of wings and empennage, wing flap cowls, landing gears' flaps, hatch covers on center wing sections and wing consoles, and engine pylons' cowls. The mixed laying of summary 20 layers is considered,  $+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/+45^{\circ}$ .

On the basis of known properties of layers (thicknesses, mass densities, volume contents of fiber reinforcement, tensile and compressive ultimate strengths for both longitudinal and transversal loading of a fiber, ultimate in-plane shear strengths, longitudinal and lateral elastic modules of fibers, in-plane shear module, and Poisson's ratios) the strength and stiffness properties of the laminate are computed. The linear finite element strength analysis for the panel is performed taking into account various combinations of distributed loads and boundary conditions on the groundwork of the NX/Nastran 7.5 software and Advanced Simulation package. The finite elements of both Shell and Laminate types are used for the panel meshing. Various failure criteria are used, the maximum stress and maximum strains criteria, the Hill criteria, the Hoffmann criteria, the Tsai and Wu criteria, the D'Alia, Norris, Fischer, Hankinson, Cowin, Pake, Hashin and Rothem criteria, and some others. The comparative analysis of these criteria is performed and some practical prompts are formulated.

## **Моделирование формообразования оболочки при свободной формовки**

Захарьев И.Ю., Аксенов С.А.

НИУ ВШЭ, г. Москва

Работа посвящена моделированию зависимости толщины, свободно формуемого купола в вершине, от его высоты. С помощью метода конечных элементов произведена серия расчетов, процесса свободной газовой формовки куполов. Анализ полученных результатов позволил предложить аналитическое соотношение, описывающее зависимость толщины купола от его высоты.

Газовая формовка листовых заготовок позволяет получать корпусные изделия сложной геометрической формы, применяемые в основном в авиакосмической промышленности. Использование эффекта сверхпластичности при реализации таких процессов позволяет существенно повысить качество получаемой продукции, уменьшить количество технологических операций и понизить величину рабочего давления. Технологические режимы, обеспечивающие наилучшее формоизменение в условиях сверхпластичности уникальны для каждого изделия и рассчитываются с применением компьютерного моделирования процесса формовки. При этом ключевую роль играет адекватность описания уравнений состояния материала, для определения которых проводят специальные механические испытания.

Характерным напряженно-деформированным состоянием для процесса газовой формовки является двухосное растяжение. С этой точки зрения, эксперименты по свободной формовке являются более предпочтительными. Ключевой зависимостью, используемой при интерпретации результатов экспериментов на двухосное растяжение, является зависимость толщины купола в его вершине от высоты купола. Именно с помощью этой зависимости осуществляется расчет интенсивностей напряжения, деформации и скорости деформации в вершине купола. Для получения зависимости, учитывающей свойства материала и более точно описывающей аналитическую зависимость толщины купола в верхней точке от его высоты было проведено детальное исследование зависимостей, полученных при численном моделировании. При анализе полученных данных была установлена линейная зависимость между толщиной заготовки и отношением высоты купола к радиусу кривизны купола. При этом угловой коэффициент зависит от коэффициента скоростной чувствительности материала.

В работе была построена аналитическая зависимость толщины купола от его высоты, учитывающая свойства материала и хорошо

описывающая данные, полученные методом МКЭ при любых значениях коэффициента скоростной чувствительности.

### **The simulation of shells forming during free bulging test**

Zakhariev I.Yu., Aksenov S.A.

NRU HSE, Moscow

This paper deals with blank height - thickness simulating during free bulging test. With the help of the finite element method a series of free bulge experiments calculations were simulated. The analysis of the results allowed us to offer an analytical relation describing the dependence of the thickness of the dome of its height.

The gas-forming procedure of the sheet blanks produces the products of complex geometric shapes, mainly for the aerospace industry. Using superplasticity effect in pursuing such processes can significantly improve the quality of production, reduce the number of process steps and lower the working pressure. The technological regimes that provide the best forming of superplastic are unique to each product and calculated using the computer simulation of the forming process. In this case, the key role is played by an adequate description of the equations of state of the material, to determine this equation the specific mechanical tests are carried out.

The characteristic of the stress-strain state for the free bulge test is biaxial stretching. From this viewpoint, free molding experiments are preferred. The key dependency used when interpreting the results of experiments on the biaxial stretching is the thickness-height at dome apex dependence. It is by this dependency the calculation of the stress, strain and strain rate at the apex of the dome are carried out. To obtain these dependence the properties of the material are taken into account and more accurately describes the analytical dependence of the thickness of the dome at the top of its height was a detailed study of the dependences obtained by numerical simulation. When analyzing the experimental data has been a linear relationship between the thickness of the workpiece at dome apex and its height was established. In this case, the angular coefficient depends on the ratio of the rate sensitivity of the material.

In this paper was an analytical dependence of the thickness of the dome of its height, taking into account the properties of the material and a good description of the data obtained by the finite element method for any values of the rate sensitivity coefficient.

## **Изготовление полимерных композиционных материалов на основе эпоксимиодногосвязующего методом дифференциального вакуумного формования**

Мосиук В.Н., Сидоренко М.А., Томчани О.В.  
ОНПП «Технология», г. Обнинск

Традиционным способом получения высококачественных полимерных композиционных материалов является автоклавное формование. Основным недостатком этого метода -высокая стоимость оборудования и, соответственно, всего процесса формования, а также ограничение размеров изготавливаемых изделий габаритами самого автоклава.

На сегодняшний день приоритетным направлением в развитии методов изготовления ПКМ является получение композиционных материалов автоклавного качества низкозатратными методами. Использование неавтоклавных методов формования не является чем-то новым само по себе, однако лишь в последнее время их стали рассматривать как альтернативу автоклавному формованию при изготовлении ПКМ конструкционного назначения.

Самым простым и низкозатратным вариантом неавтоклавного формования композиционных материалов является вакуумное формование. Однако специфические особенности данной технологии накладывают ограничения на их применение для препрегов на основе некоторых типов связующих, например, растворных или расплавных, обладающих низкой вязкостью.

Видоизмененным вариантом вакуумного формования является формование в двойном вакуумном пакете («DoubleVacuumBag» - DVB или «DoubleVacuumDebulking» - DVD). Этот метод можно назвать дифференциальным вакуумным формованием, так как он позволяет управлять давлением, подаваемым на выкладку из препрега. Метод разработан за рубежом в 80-90-х гг. прошлого века для ремонта изделий из композиционных материалов на основе растворных связующих.

В настоящей работе предлагается использование этой технологии для получения стеклопластиков конструкционного назначения.

Исходными материалами для получения композитов по технологии дифференциального вакуумного формования служило разработанное в ОАО «ОНПП «Технология» расплавное эпоксимиодногосвязующее ТЭС-53 и стеклянная конструкционная ткань Т-10.

В ходе работы была изготовлена армированная пленка связующего, выбран технологический режим формования образцов стеклопластиков на ее основе, изготовлены и исследованы образцы стеклопластиков, проведено сравнение их свойств с зарубежными аналогами.

## **Production of epoxyimide-based polymer composites by differential vacuum moulding**

Mosiyuk V.N., Sidorenko M.A., Tomchani O.V.  
ORPE “Technologiya”, Obnisk

Autoclave moulding is a conventional technique for the high-performance polymer composite production. Its major drawbacks are a high cost of equipment, therefore, of the whole moulding process, and size restrictions for the products to be manufactured due to the dimensions of the autoclave itself as well.

To date, the priority line of the development of polymer composite production techniques is to produce high quality composites by low-cost techniques without using the autoclave. The application of non-autoclave moulding techniques in itself is not new. However, it is only in recent times that these techniques have come to be considered to be an alternative to the autoclave moulding used in the production of structural polymer composite materials.

The easiest and low-cost type of the non-autoclave moulding of composites is the vacuum moulding. However, the peculiarities of the technique impose limitations on the use of composites for the prepregs based on certain types of binders, for instance, of solution-type or melts, featuring low viscosity.

A modified version of the vacuum moulding is the Double Vacuum Bag (DVB) moulding or Double Vacuum Debulking (DVD). The technique can be named as the differential vacuum moulding as it allows the pressure applied to the prepreg lay-up to be controlled. The technique was developed abroad in the 80s-90s of the last century for repairing the products from polymer composite materials based on the solution-type binders.

The paper offers to apply the above mentioned technique for the production of structural glass-fiber reinforced plastics.

The TEIS-53 epoxyimide-based melt binder developed by OJSC ORPE Technologiya and T-10 structural fiberglass have been used as raw materials for obtaining composites by the differential vacuum moulding.

In the course of work, there has been obtained a reinforced binder film, have been chosen the operating conditions for the moulding of fiberglass plastics based on the film, have been produced and studied the fiberglass plastic specimens, and has been made a comparison of their properties with those of the foreign analogues.

## Установление характеристик горячей деформации высокопрочной стали HC420LA по результатам испытаний на сжатие

Пузино Ю.А., Аксенов С.А.

НИУ ВШЭ, г. Москва

Высокопрочные стали (HSLA) используются в таких областях, где требуются лёгкие и надёжные конструкции. Прежде всего, это машиностроительная промышленность. Цель настоящей работы – на основе полученных данных при проведённых испытаниях с использованием горячей деформации стали HC420LA получить параметры, которые описывают её механические свойства. Это необходимо для определения оптимальных технологических режимов производства.

Для определения механических свойств исследуемой стали с образцами были проведены два типа экспериментов: на одноосное сжатие и на сжатие с плоской деформацией при температурах 980, 1030, 1050 °С. Скорости деформации были выбраны следующие: 0.1, 1 и 9.5 с<sup>-1</sup>. Эксперименты проводились на установке Gleeble 3800.

Образцы для одноосного сжатия имели цилиндрическую форму с диаметром 10 мм и высотой – 15 мм. В эксперименте на плоско-деформированное сжатие использовались образцы в форме параллелепипеда размерами 10x15x20 мм, а ширина деформируемой зоны составила 5 мм.

Все образцы нагревались до 1100 °С и выдерживались 3 минуты при данной температуре. Впоследствии происходило их охлаждение до температуры деформации (со скоростью 3 °С/с.), само деформирование и финальное охлаждение в воде.

После анализа полученных результатов, было обнаружено падение напряжений после достижения ими максимальных значений с последующим переходом на постоянное установившееся значение. Такое поведение свидетельствует о процессе динамической рекристаллизации, начинающейся при некоторой деформации ( $\epsilon_c$ ).

Полученные зависимости напряжений от деформаций при соответствующих температурах и скоростях деформаций были аппроксимированы с учётом предложенных уравнений. Необходимые константы были получены минимизацией среднего квадратичного отклонения методом деформируемого многогранника. Процесс аппроксимации проходил в три этапа. Всего было определено 13 параметров.

В результате данной работы были получены уравнения состояния данного материала, которые характеризуют зависимость интенсивности напряжений от интенсивности деформации, скорости деформации (0.1, 1, 9.5 с<sup>-1</sup>) и температуры (980, 1030, 1050 °С). Полученные данные



упрощают прогнозирование поведения материала при обработке, что является необходимым условием для нахождения оптимальных технологических режимов.

### **The determination of the hotdeformation characteristics of high-strength steel HC420LA by the results of compression tests**

Puzino Yu.A., Aksenov S.A.

NRU HSE, Moscow

The high-strength steels (HSLA) used in such fields, which require light and reliable design. First of all, it's machine-building industry. The aim of this paper – on the basis of obtained data, after carried out tests using hot deformation of steel HC420LA, obtain parameters which describe mechanical properties. This is necessary to determine the optimal technological production regimes.

To determine the mechanical properties of investigated steel samples there were two types of experiments: uniaxial compression and plain strain compression under temperatures of 980, 1030 and 1050 °C. Strain rates were chosen the following: 0.1, 1 and 9.5 s<sup>-1</sup>. Experiments took place on Gleeble 3800 machine.

Samples for uniaxial compression had a cylindrical shape with a 10 mm diameter and 15 mm height. In plain strain compression experiment samples were used in the form of parallel strips with such dimensions as 10x15x20 mm, and width of the deformed zone was 5 mm.

All samples were heated to 1100 °C and kept for 3 minutes under that temperature. Later their cooling to deformation temperatures (with velocity of 3 °C/s.) occurred, then deformation itself and final cooling in water.

After analyzing the obtained results, stress drop was found after reaching the maximum values with the subsequent transition to a permanent steady-state value. Such behavior is indicative of the dynamic recrystallization process, starting at a certain deformation ( $\epsilon_c$ ).

The resulting stress-strain dependences at appropriate temperatures and strain rates were approximated by taking into account the proposed equations. Necessary constants were obtained by minimizing the standard deviation by flexible polyhedron method. Approximation process took place in three stages. A total of 13 parameters were defined.

As a result of this work were obtained equations of the material state, that characterize the dependence of the stress intensity on the intensity of deformation, strain rate (0.1, 1, 9.5 s<sup>-1</sup>) and temperature (980, 1030, 1050 °C). The data obtained make it easier to predict the behavior of the material during processing, which is a prerequisite for finding the optimum technological conditions.

# Алфавитный указатель

## Index

Abashev V.M. ....	236, 289	Bayramov R.K. ....	78, 186, 484
Abgaryan V.K. ....	251	Bazhanova Yu.N. ....	16, 363
Abildayeva K.Zh. ....	579, 582	Bedê, Francisco Laélio de Oliveira .....	12
Abramova T.S. ....	541	Behtina N.B. ....	18
Afanaseva O.A. ....	562	Belokonov I.V. ....	162
Afonin A.A. ....	446	Belousov M.G. ....	212
Afonina O.A. ....	545, 571, 591	Belyaev B.B. ....	321
Akhlamov P.S. ....	467	Belyakov S.S. ....	111
Akhmetzhanov R.V. ....	206	Berdiyev O.Sh. ....	547
Aksenov L.A. ....	182	Berdugin N.A. ....	338
Aksenov S.A. ....	650, 691, 695	Bibikov S.Yu. ....	19
Aldonin F.I. ....	206	Bishaev A.M. ....	266
Aleksannikova M.V. ....	14	Blumenthal S.V. ....	549
Alekseev G.A. ....	361	Blumenthal Y.V. ....	549
Alekseev V.A. ....	458	Blyumin K.V. ....	214
Alexandrov A.A. ....	302	Bobarika I.O. ....	21
Alexandrov E.G. ....	200	Bobe L.S. ....	107
Alexandrov V.V. ....	38	Bobkov D.M. ....	226
Ambrozhevich A.V. ....	635	Bodunkov N.E. ....	486
Andronnikov C.N. ....	303	Bolkhovitin M.S. ....	246
Andryushin A.S. ....	208	Borisov M.V. ....	306
Anikin V.A. ....	527	Borovikov D.A. ....	278
Arakcheev D.V. ....	107	Bragutsov E.Ja. ....	112, 233
Arkipov A.S. ....	266	Bubnenkov D.I. ....	444
Artyushchik V.D. ....	543	Bui Cao Ninh .....	365
Aulchenko S.M. ....	134	Bui Xuan Khoa .....	365
Avdeev A.V. ....	268	Bukharov A.V. ....	293
Avdeev E.V. ....	611	Bulanov S.V. ....	381
Babaytsev D.V. ....	109	Bulygin M.L. ....	367
Baghiyan A.H. ....	482	Burdakov V.P. ....	293
Balashov V.V. ....	210	Busurin V.I. ....	312, 467, 501
Balyan A.V. ....	304	Buzuluk V. ....	156
Balyberdina A.B. ....	303	Bychkov I.V. ....	321
Baranov S.V. ....	266	Chebanov P.S. ....	98
Bardin B.S. ....	654, 681	Chekina E.A. ....	681
Barmicheva M.A. ....	521	Chernakov V.V. ....	296
Basinov M.E. ....	102	Cherneckaya M.L. ....	375
Baturin O.V. ....	221, 240	Chernomorskiy A.I. ....	306
Bayramov K.R. ....	78, 186, 484		

Chernyshev Y.O. ....	432	Ezhov A.D. ....	224
Chertov E.A. ....	381	Fadin S.S. ....	242
Chubikov V.N. ....	506	Falkov E. Ya. ....	70
Chumakov D.M. ....	603	Fedchenko A.S. ....	287
Chumichev B.O. ....	521	Fedorenko Ju. V. ....	196
Chuntul A.V. ....	104	Fedorov V.A. ....	270
Dagaeva A.B. ....	122	Fedoseev E.P. ....	346
Dainov M.I. ....	545	Fedotov A.L. ....	444
Dalinger I.M. ....	317	Fedotov V.L. ....	539
Danilochev D.V. ....	484	Fetisov E.V. ....	40
Danilov A.M. ....	383	Fiedler Robert ....	398
Darnopykh V.V. ....	124, 147	Filatova D.Y. ....	470
Davydov A.D. ....	556	Filatyeв A.S. ....	674
Dembitsky D.N. ....	378	Filonenko P.A. ....	472
Denisenko Yu.P. ....	547	Filonova A.A. ....	348
Deniskina A.R. ....	599, 605	Firsov V.M. ....	276
Desyatnik P.A. ....	319	Fomichev I. ....	94
Dianova E.V. ....	573	Fomkin A.B. ....	599
Dolgov Y.S. ....	32	Furs E.V. ....	537
Donyukov I.A. ....	34	Gabdullin F.F. ....	247
Dragun D.K. ....	381	Gabrielyan D.A. ....	286
Druzhinin E.I. ....	321	Galinskiy S.A. ....	488
Dubenskii A.A. ....	323	Galkin V.M. ....	112, 233
Dunaiev D. ....	126	Ganshin N.S. ....	23
Dyachkov P.L. ....	379	Gareev A.M. ....	523
Dzhumamuratov A.A. ....	410	Gaskarov M.Z. ....	25
Efimova A.A. ....	221	Gayvoronskiy S.A. ....	494
Efremov A.V. ....	38	Gazizov T.R. ....	394
Efremova E.V. ....	616	Gerasimov N.A. ....	375
Efremova K.K. ....	226	Ginzburg I.B. ....	118
Egorchev M.V. ....	614	Golovnyov I.G. ....	70
Egorov O.V. ....	381	Goltscev V.E. ....	310
Eliseev V.N. ....	90	Golubev S.I. ....	489
Endogur A.I. ....	46	Goncharov E.V. ....	142
Erdem H. ....	360	Goncharov L.A. ....	280
Eremkin I.V. ....	236, 289	Gorelov A.O. ....	377
Erofeev E. ....	84	Gorelov Yu.G. ....	219
Erofeev E.V. ....	36, 84	Gorkunova S.Y. ....	120
Eruslankin S.A. ....	381	Gorshkov A.Yu. ....	221
Eshakov P.A. ....	228	Govorov A.A. ....	218
Evsevichev D.A. ....	358, 373, 476	Grinev K.N. ....	27
Ezangina T.A. ....	494	Grishchenko S.V. ....	29

Grishin D.V. ....	312	Khakimov D.V. ....	351
Grishina E.A. ....	27	Khaletsky L. ....	84
Grizuk V.G. ....	202	Khaletsky L.V. ....	36, 84
Grokhin J.A. ....	476	Kharchenko D.N. ....	315
Gubskiy P.M. ....	492	Kharitonova Y.G. ....	352
Gueraiche D. ....	30	Khartov S.A. ....	280
Gurin F.V. ....	460	Khayrnasov K.Z. ....	350
Guryleva N.V. ....	253	Khismatov I.F. ....	96
Gusarkin S.N. ....	92	Khmelevoy V.V. ....	601
Gusev D.I. ....	315	Khokhlov A.N. ....	291
Gusev E.V. ....	111	Khokhrina N.P. ....	476
Guzevich S.N. ....	313	Khominich D.S. ....	182
Haustov A.I. ....	184	Khromchenko P.A. ....	293
Hkmelevoy V.V. ....	568	Khromova I.V. ....	120, 122
Hobotov I.A. ....	63	Khvalko A.A. ....	474
Homovsky Y.N. ....	236, 289	Kiktev S.I. ....	236, 289
Ignatenko A.V. ....	390	Kim V. ....	266
Ignatov A.N. ....	623	Kim N.V. ....	527
Ilina D.I. ....	562	Kirianov I.A. ....	395
Isaev V.V. ....	390	Kirichenko N.V. ....	571, 591
Ivankin M.A. ....	253	Kirienko P.S. ....	532
Ivanov M.K. ....	609	Kirillov O.N. ....	142, 176, 202
Ivanov M.V. ....	130	Kirov A.M. ....	564
Ivanova E.N. ....	646	Kiselev S.K. ....	351
Kabanov A.A. ....	132	Kislitsyn Y.D. ....	96
Kabanov A.S. ....	571	Kislovsky V.A. ....	134
Kachanov B.O. ....	312	Kleshnin V.Y. ....	628
Kadyrov Y.R. ....	496	Klimenko A.V. ....	396
Kalachanov V.D. ....	551	Klimenko D.V. ....	237
Kalimulin I.F. ....	394	Klyostov D.V. ....	499
Kapustin D.Y. ....	286	Kniaginichev I.V. ....	136
Kapyrin N.I. ....	327	Kniaz V.V. ....	501
Karachalov A.K. ....	282	Kogan Ioann ....	138
Karagin N.A. ....	328, 354	Kokoshkin R.N. ....	300
Karimov A.O. ....	375	Kolmakova D.A. ....	221, 240
Karpenko A.P. ....	625	Kolometsev A.I. ....	291
Karpov E.V. ....	65	Kolosovskaya T.P. ....	504
Kartukov A.V. ....	63, 402, 419	Komarova A.M. ....	566
Kasian A.A. ....	497	Komarova N.V. ....	632
Kasumov E.V. ....	43, 102	Komov A.A. ....	242
Kataev A.A. ....	626	Kondakov A.V. ....	568
Kazachkov V.O. ....	392	Kondrat'eva S.G. ....	388

Kondratenko V.S. ....	478	Kuprin I.L. ....	556, 568, 573
Kondratieva S.G. ....	365	Kurmangaliev R.Z. ....	55
Konstantinov D.Yu. ....	45	Kurmazenko E.A. ....	170
Konstantinov M.S. ....	155, 160	Kushnir D.M. ....	507
Konstantinov S.V. ....	36	Kuvshinov V. ....	84
Konyukhov I.K. ....	244	Kuvshinov V.M. ....	84
Korchinsky V.V. ....	237	Kuznetsov A.A. ....	51
Kornev A.V. ....	635	Kuznetsov E.B. ....	638
Korobkov V.V. ....	338	Kyi Min Han ....	234
Korolev N.N. ....	246	Lamzin V.A. ....	470
Korotkov M.O. ....	208	Lapinsky D.A. ....	253
Korotygin A.A. ....	226	Lapo M.E. ....	509
Korsun A. ....	188	Lapshin K.V. ....	70
Korsun A.G. ....	247	Lapushkin V.N. ....	340
Koshelenko A.V. ....	38	Latysh S. ....	174
Koshelev B.V. ....	328, 354	Latysh S.I. ....	174
Kostiukov V.M. ....	679	Latyshev V.V. ....	403
Kostukov V.M. ....	327	Laznikov N.M. ....	589
Kotov V.V. ....	398	Le Tien Duong ....	255
Kotukov V.I. ....	142	Lei R. ....	204
Kozhevnikov V.V. ....	280	Leonov S.S. ....	638
Kozlov D.S. ....	630	Levkov I.I. ....	530
Kozlov D.V. ....	140	Levkov V.G. ....	56
Kozlov V.I. ....	266	Li Shi-peng ....	204
Kraev V.M. ....	249	Lipov B.P. ....	58, 145
Krainov A.M. ....	144	Liseytshev N.K. ....	75
Kraskovskiy N.V. ....	506	Litvinov E.S. ....	257
Krasnoshtanov V.A. ....	571	Lobanov D.K. ....	287
Krasnov A.A. ....	400	Lobanov I.E. ....	260
Kravchenko D.A. ....	637	Loeb H.W. ....	251
Kravtsov V.A. ....	46	Lofitskiy I.V. ....	408
Kren A.P. ....	49	Lotkov N.A. ....	237
Krivchikova M.A. ....	330	Lovitsky L.L. ....	421
Krivcov A.V. ....	240	Lukianov O.E. ....	60
Krol A.V. ....	532	Lutsenko A.Y. ....	158
Kruglov K.I. ....	251	Lysov S.E. ....	375
Kudryavtseva N.S. ....	458	Ma W. ....	204
Kulabuhov V.S. ....	312	Maistrenko E.V. ....	450
Kulanov N.V. ....	332	Makarenko A.V. ....	334
Kulikov N.I. ....	334	Makarevskiy D.I. ....	208
Kulikovskiy K.V. ....	336	Makarin M.A. ....	510
Kuprikov N.M. ....	53	Makhovykh A.V. ....	151

Maksimov S.M.	358	Naing Htoo Lwin	338
Maksimova O.V.	358, 373, 476	Nalivaychenko D.G.	216, 284
Malyshev V.V.	147	Nazarov A.N.	63, 402
Malyutina E.I.	430	Nazarova D.K.	158
Marasanov P.O.	339	Nekrasova R.G.	577
Marinko A.N.	381	Nesterenko V.G.	255
Markianov A.	188	Nesterov V.A.	509, 514
Markin N.N.	14, 51, 88, 98	Neugodnikova L.M.	517
Martirosov M.I.	218, 688	Nguyen Dien Ngoc	160
Martirosov V.E.	361	Nikitin A.A.	408
Mashukov E.V.	336	Nikitin D.A.	63, 402
Maslov D.A.	149	Nikolaev E.I.	646, 648, 658
Maslov G.A.	340	Nikolaeva M.N.	648
Maslov Yu.V.	34	Nikolaeva Y.A.	650
Matveev N.V.	456	Nikolaev E.I.	25
Mazlumian G.S.	381	Nikolayev P.N.	162
Medvedev Yu.V.	575	Nikolichev I.A.	651
Melnikov A.Ju.	55, 114, 262	Novichkov V.M.	178
Melnikov V.M.	264	Novikov S.Y.	278
Merkishin G.V.	63, 402, 419	Novogorodtsev E.V.	65
Merkurev D.V.	266	Nurimbetov A.U.	67
Metelkin A.N.	153	Nurkasymov O.E.	410
Metelkin P.S.	512	Nurtayeva Sh.B.	579
Metelnikov A.A.	268	Nurullaev E.D.	580
Mikhalyov S.	156	Obrezkov I.V.	519
Min Thein	155	Obukhov V.A.	251, 270, 272
Mironova M.M.	514	Ogoltsov I.I.	510
Mirzoyan A.S.	640	Ogorodnikov Yu.I.	321
Mishchenko V.Yu.	34, 62	Oparin A.S.	164
Mogulkin A.I.	210, 270	Opryshko Yu.V.	584
Moiseev D.V.	342, 683	Orlov A.A.	411
Moiseeva S.G.	683	Ormanov B.A.	582
Molodenkov A.V.	642	Ovchinnikova E.V.	365
Monakhova V.P.	246	Pakhomov A.K.	278
Morozov E.A.	474	Panev A.S.	654
Morozova I.V.	516	Panovskiy V.N.	656
Mosiyuk V.N.	693	Pantelev A.V.	656, 664
Mozgovoy V.M.	547	Pantyukhin K.N.	658
Mozolev L.A.	342, 683	Parafes S.G.	164
Mukhamedjanov M.J.	198	Parfenov N.M.	16, 363
Mustafin A.R.	644	Parkhaev E.	69
Nadiradze A.B.	272	Parshikova I.E.	586

Pashchenko D.V. ....	166	Pushkar O.D. ....	420
Pashkov. O.A. ....	660	Pushkov S.G. ....	421
Paszkowski A. ....	551	Puzino Y.A. ....	695
Pavlik S.V. ....	653	Rakov V.V. ....	107
Pavlov A.K. ....	53	Ren Ming-hao ....	204
Pavlova N.V. ....	315	Reshetnikov D.A. ....	529
Pegachkova E.A. ....	662	Rjazanov A.N. ....	432
Penkin S.S. ....	521	Rodionova D.A. ....	670
Penkin V.T. ....	323	Rogov D. ....	174
Pestov M.D. ....	168	Rogov D.A. ....	174
Petrov A.I. ....	273	Romanov A.A. ....	422
Petrov I.A. ....	413	Ronkin A.A. ....	456
Petrov V.A. ....	184	Rotar O.Y. ....	424
Petrulina E.V. ....	415	Rusakov M.A. ....	591
Petukhov A.V. ....	275	Ryazantsev A.U. ....	176
Pham Anh Tuan ....	467	Rybakov K.A. ....	628
Pham Viet Anh ....	469	Rychenkov D.B. ....	428
Pham X.Q. ....	342, 683	Rykalin A.S. ....	672
Phylonin O.V. ....	162	Rymshina E.A. ....	426
Piatkov A.G. ....	172	Rysaeva N.V. ....	593
Pismennaya V.A. ....	664	Safronov V.V. ....	276
Platov S.A. ....	70	Sagalakov A.E. ....	674
Podkolzin V.G. ....	32	Salnikov N.A. ....	180
Podkorytov A.N. ....	417	Samohin I.A. ....	289
Polovy A.O. ....	619	Samoylovskiy A.A. ....	75
Popelnyuk I.A. ....	523	Samsonovich S.L. ....	506, 510, 537
Popov G.A. ....	272	Santoyan H.H. ....	375
Popov G.M. ....	240	Sapunkov Ya.G. ....	642
Popov S.A. ....	72	Saratov A.A. ....	182
Popov Y.I. ....	73	Savas O. ....	360
Popov Yu.I. ....	29	Savkin L.V. ....	178
Popova O.A. ....	525	Seliverstov S.D. ....	278
Porshnev V.A. ....	276	Semencha M.V. ....	328, 354
Potapenko I.V. ....	587	Semenchikov N. ....	69
Prof. Bobe L.S. ....	180	Semenchikov N.V. ....	86
Prokhorov P.D. ....	527	Semenov D.M. ....	430
Proshkin V.Ju. ....	170	Semenov V.V. ....	286
Prostov Yu.S. ....	668	Sementsova A.N. ....	76
Prosvirina N.V. ....	589	Semyonova O.V. ....	184
Prozorova E.V. ....	666	Sergeev A.S. ....	432
Prudnikov I.L. ....	419	Serkin F.B. ....	434
Puchkov L.D. ....	310	Shcherbanov A.S. ....	607

Shestopalova O.L. ....	324	Starchenko A. ....	677
Shevchenko G.Y. ....	478	Starchenko A.E. ....	189
Shevchenko G.Yu. ....	644	Starenchenko A.V. ....	442
Shevkovskiy A.A. ....	605	Starov A.V. ....	284
Shevtsov D.A. ....	344	Steblinkin A. ....	84
Shibanov V.Yu. ....	100	Steblinkin A.I. ....	36, 84
Shiryayev V.I. ....	430	Stepanov I.V. ....	444
Shishkin G.G. ....	251	Stepanov V.S. ....	537
Shkolnyiy V.N. ....	474	Storozheva I.B. ....	577
Shmachilin P.A. ....	388	Stoyka E.V. ....	532
Shmotin Yu.N. ....	298	Stukalov A.N. ....	40
Shohov G.V. ....	198	Suhanova L.N. ....	564
Shubin A.B. ....	200	Sui X. ....	204
Shuvaev I.N. ....	328, 354	Sukhanov N.V. ....	449
Shuvalov V.A. ....	102	Sulakov A.S. ....	446
Sidorenko M.A. ....	693	Sundeeva Yu.A. ....	597
Simakov S.P. ....	436	Suntsov S.B. ....	474
Sinelnikov V. ....	188	Svotina V.V. ....	272
Sinev M.P. ....	166	Syrin S.A. ....	191
Sitnikov S.A. ....	210	Ta Xuan Tung. ....	86
Sivkov M.A. ....	78, 186, 484	Tarasenko O.S. ....	236, 289
Sizanov A.V. ....	381	Tatarskiy B.G. ....	450
Sizov A. ....	188	Tazhetdinov R.R. ....	88
Skidanov S.N. ....	92	Teplov Y.A. ....	601
Skripnichenko S.Y. ....	530	Terent'ev O.A. ....	440, 454
Skryabin A. ....	84	Terentyev V.M. ....	308, 452
Skryabin A.V. ....	84	Tereshin A.M. ....	253
Slivko S.A. ....	438	Teterin D.P. ....	276
Smirnov A.A. ....	280	Tichenko A.N. ....	38
Smirnov A.D. ....	78, 186, 484	Tichomirova T.A. ....	460
Smirnov I.P. ....	140	Tikhomirov M.E. ....	300
Smirnov P.E. ....	280	Tikhonov A.I. ....	551
Sobol V.R. ....	675	Tikhonov R.S. ....	462
Sobul A.V. ....	282	Timoshenkov A.S. ....	16, 363
Soe Thu. ....	595	Timushev S.F. ....	237
Sokolov A.O. ....	440, 454	Titov A.M. ....	456
Solomatin D.V. ....	403	Titov D.M. ....	470
Soloshenko V.N. ....	81	Titova A.S. ....	458
Sova A.N. ....	381	Tiumentsev Yu.V. ....	614, 630, 668
Sova V.A. ....	375	Tjaglik A.S. ....	38
Spiridonov I.B. ....	83	Tjaglik M.S. ....	38
Stankevich D.A. ....	411	Tochilkin I.Ya. ....	626



Tomchani O.V. ....	693	Voronin A.Y. ....	36
Torres Sanchez Carlos G. ....	116, 193	Vorontsov V.A. ....	116, 144, 193
Tovstonog V.A. ....	90	Vyshedkevish I.U. ....	208
Tran Quang Duc ....	679	Wang N. ....	204
Tretiyakova O.N. ....	644	Yaganov V.M. ....	480
Tretiyakova O.N. ....	478	Yakovchuk M.S. ....	228, 300
Tretiyakov S.O. ....	533	Yakushev V.S. ....	104
Triadsky N.N. ....	92	Yamanchev A.S. ....	358
Trinh V.M. ....	342, 683	Yamashev G.G. ....	446
Trubnikov A.A. ....	535	Yanyshv D.S. ....	249
Tsygankov P.A. ....	266	Yarigin S.V. ....	611
Tuktartjov N.A. ....	312	Yasentsev D.A. ....	450
Tuntsev V.A. ....	330, 352, 463	Yatsenko A.S. ....	609
Turchenko I.S. ....	344	Yukhnevich S.S. ....	202
Tverdokhlebova E. ....	188	Yuldashev A.A. ....	571
Tyulkov K.V. ....	219	Yunisov R.R. ....	355
Tyutnev E.S. ....	40	Zabolotsky A.M. ....	394
Udodov A.N. ....	465	Zadorina E.N. ....	686
Udzukhu A. ....	156	Zaikovskii V.N. ....	230
Ul'yashin A.I. ....	321	Zaitsev V.N. ....	688
Ushakov A.P. ....	273	Zakhariev I.Yu. ....	691
Ushkar M.N. ....	442	Zakharov I.V. ....	529, 535
Usovik I.V. ....	194	Zarankevich I.A. ....	278
Ustiugov E.V. ....	436	Zasuchin O.N. ....	300
Uteshev A.A. ....	286	Zasukhin O.N. ....	228
Vahtinskaya Y.G. ....	551	Zavalov O.A. ....	104
Vakhnichev A.V. ....	371	Zavyalik I.I. ....	40
Valyaev O.A. ....	375	Zaytsev G.A. ....	41
Vasilyeva S.S. ....	308	Zaytsev V.V. ....	618
Vasilyev F.V. ....	390	Zelnev V.N. ....	619
Vasyukov M. ....	174	Zharkov M.V. ....	310
Vasyukov M.V. ....	174	Zhdanov A.A. ....	383
Vazhenin N.A. ....	369	Zhelonkin V.I. ....	463
Vdovichenko D.V. ....	373	Zhiltsov D.A. ....	386
Vedrov D.N. ....	375	Zhivotov N.P. ....	236, 289
Veremeenko K.K. ....	525	Zhodzishsky D.M. ....	385
Vidov K.S. ....	315	Zhukov A.A. ....	140
Vishnevskiy K.O. ....	553	Zhukov A.N. ....	386
Vnuchkov D.A. ....	112, 216, 233, 284	Zhukov R.V. ....	386
Volkov A.A. ....	62	Zhumatayeva Zh.E. ....	324
Volkov G.A. ....	613	Zlobina Yu.P. ....	523
Volkov N.U. ....	375	Zolotov A.A. ....	580

Zuev D.M. ....	128	Балян А.В. ....	304
Zueva T.I. ....	27, 558, 560	Баранов С.В. ....	265
Zvegintsev V.I. ...	55, 112, 114, 216, 233, 262, 284	Бардин Б.С. ....	654, 680
Zvyagintseva I.I. ....	558	Бармичева М.А. ....	520
Zykov L.S. ....	388	Басинов М.Е. ....	100
Akhyarov A.A. ....	41	Батурин О.В. ....	220, 238
Абашев В.М. ....	235, 288	Белоконов И.В. ....	161
Абгарян В.К. ....	250	Белоусов М.Г. ....	211
Абильдаева К.Ж. ....	578, 581	Беляев Б.Б. ....	320
Абрамова Т.С. ....	540	Беляков С.С. ....	110
Авдеев А.В. ....	267	Бердиев О.Ш. ....	546
Авдеев Е.В. ....	610	Бердюгин Н.А. ....	337
Аксенов Л.А. ....	181	Бехтина Н.Б. ....	16
Аксенов С.А. ....	649, 690, 694	Бибиков С.Ю. ....	18
Алдонин Ф.И. ....	205	Бишаев А.М. ....	265
Александров А.А. ....	301	Блюменталь С.В. ....	548
Александров В.В. ....	37	Блюменталь Я.В. ....	548
Александров Е.Г. ....	199	Блюмин К.В. ....	213
Алексанникова М.В. ....	13	Бобарика И.О. ....	20
Алексеев В.А. ....	457	Бобе Л.С. ....	107, 179
Алексеев Г.А. ....	360	Бобков Д.М. ....	225
Андронников С.Н. ....	303	Бодунков Н.Е. ....	485
Андрюшин А.С. ....	207	Болховитин М.С. ....	245
Аникин В.А. ....	526	Борисов М.В. ....	305
Аракчеев Д.В. ....	107	Боровиков Д.А. ....	277
Артющик В.Д. ....	542	Брагунцов Е.Я. ....	111, 232
Архипов А.С. ....	265	Бубненко Д.И. ....	443
Аульченко С.М. ....	133	Бузулук В.И. ....	156
Афанасьева О.А. ....	561	Буй Као Нинь ....	364
Афонин А.А. ....	445	Буй Суан Кхоа. ....	364
Афоница О.А. ....	544, 570, 590	Буланов С.В. ....	380
Ахламов П.С. ....	466	Булыгин М.Л. ....	366
Ахметжанов Р.В. ....	205	Бурдаков В.П. ....	292
Ахъяров А.А. ....	41	Бусурин В.И. ....	311, 466, 500
Абайцев Д.В. ....	108	Бухаров А.В. ....	292
Багиян А.А. ....	481	Бычков И.В. ....	320
Бажанова Ю.Н. ....	15	Важенин Н.А. ....	367
Байрамов К.Р. ....	77, 184, 483	Валяев О.А. ....	374
Байрамов Р.К. ....	77, 184, 483	Васильева С.С. ....	307
Балашов В.В. ....	209	Васюков М.В. ....	173
Балыбердина А.В. ....	303	Вахничев А.В. ....	370
		Вахтинская Ю.Г. ....	550

Вдовиченко Д.В. ....	372	Гурин Ф.В. ....	459
Ведров Д.Н. ....	374	Гурылева Н.В. ....	252
Веремеенко К.К. ....	524	Гусаркин С.Н. ....	91
Видов К.С. ....	314	Гусев Д.И. ....	314
Вишневский К.О. ....	552	Гусев Е.В. ....	110
Внучков Д.А. ... 111, 215, 232, 283		Давыдов А.Д. ....	555
Волков А.А. ....	61	Дагаева А.Б. ....	121
Волков Г.А. ....	612	Дайнов М.И. ....	544
Волков Н.Ю. ....	374	Далингер Я.М. ....	316
Воронин А.Ю. ....	35	Данилов А.М. ....	382
Воронцов В.А. .... 115, 143, 192		Данилочев Д.В. ....	483
Выshedкевич И.У. ....	207	Дарнопых В.В. .... 123, 146	
Габдуллин Ф.Ф. ....	246	Дембицкий Д.Н. ....	377
Габриелян Д.А. ....	285	Денисенко Ю.П. ....	546
Газизов Т.Р. ....	392	Денискина А.Р. .... 598, 604	
Гайворонский С.А. ....	493	Десятник П.А. ....	318
Галинский С.А. ....	487	Джумамуратов А.А. ....	409
Галкин В.М. .... 111, 232		Дианова Е.В. ....	571
Ганьшин Н.С. ....	22	Долгов Я.С. ....	31
Гареев А.М. ....	522	Донюков И.А. ....	32
Гаскаров М.З. ....	24	Драгун Д.К. ....	380
Герасимов Н.А. ....	374	Дружинин Э.И. ....	320
Гинзбург И.Б. ....	117	Дубенский А.А. ....	322
Говоров А.А. ....	217	Дьячков П.Л. ....	379
Головнев И.Г. ....	69	Евсевичев Д.А. .... 356, 372, 475	
Голубев С.И. ....	488	Егоров О.В. ....	380
Гольцев В.Е. ....	309	Егорчев М.В. ....	613
Гольцов И.И. ....	509	Ежов А.Д. ....	222
Гончаров Е.В. ....	141	Езангина Т.А. ....	493
Гончаров Л.А. ....	279	Елисеев В.Н. ....	89
Горелов А.О. ....	376	Эндогур А.И. ....	45
Горелов Ю.Г. ....	218	Еремкин И.В. ....	235
Горкунова С.Ю. ....	119	Ерёмкин И.В. ....	288
Горшков А.Ю. ....	220	Ерофеев Е.В. .... 35, 83	
Гринёв К.Н. ....	25	Ерусланкин С.А. ....	380
Грицюк В.Г. ....	201	Ефимова А.А. ....	220
Гришин Д.В. ....	311	Ефремов А.В. ....	37
Гришина Е.А. ....	554	Ефремова Е.В. ....	615
Грищенко С.В. ....	28	Ефремова К.К. ....	225
Грохин Ю.А. ....	475	Ешаков П.А. ....	227
Губский П.М. ....	490	Жарков М.В. ....	309
Гузевич С.Н. ....	312	Жданов А.А. ....	382

Желонкин В.И.	462	Кагарманов Р.Л.	41
Животов Н.П.	235, 288	Кадыров Я.Р.	495
Жильцов Д.А.	386	Казачков В.О.	390
Жодзишский Д.М.	384	Калачанов В.Д.	550
Жуков А.А.	139	Калимулин И.Ф.	392
Жуков А.Н.	386	Капустин Д.Ю.	285
Жуков Р.В.	386	Капырин Н.И.	325
Жуматаева Ж.Е.	323	Карагин Н.А.	328, 353
Заболоцкий А.М.	392	Карачалов А.К.	281
Завалов О.А.	103	Каримов А.О.	374
Завялик И.И.	39	Карпенко А.П.	624
Задорина Е.Н.	685	Карпов Е.В.	64
Зайковский В.Н.	229	Картуков А.В.	62, 401, 418
Зайцев В.В.	617	Касумов Е.В.	42, 100
Зайцев В.Н.	687	Касьян А.А.	496
Зайцев Г.А.	41	Катаев А.А.	626
Заранкевич И.А.	277	Качанов Б.О.	311
Засухин О.Н.	227, 299	Киктев С.И.	235, 288
Захаров И.В.	528, 534	Ким В.П.	265
Захарьев И.Ю.	690	Ким Н.В.	526
Звегинцев В.И.	53, 111, 113, 215, 232, 261, 283	Ким Н.В.	485
Звягинцева И.И.	557	Кириенко П.С.	531
Зельнев В.Н.	618	Кириллов О.Н.	141, 175, 201
Злобина Ю.П.	522	Кириченко Н.В.	570, 590
Золотов А.А.	580	Киров А.М.	563
Зуев Д.М.	127	Кирьянов И.А.	395
Зуева Т.И.	554, 557, 559	Киселев С.К.	350
Зыков Л.С.	387	Кислицын Ю.Д.	95
Ибрагимов Д.Н.	620	Кисловский В.А.	133
Иванов М.В.	129	Клестов Д.В.	498
Иванов М.К.	608	Клешнин В.Ю.	627
Иванова Е.Н.	645	Клименко А.В.	396
Иванькин М.А.	252	Клименко Д.В.	236
Игнатенко А.В.	389	Княгиничев И.В.	135
Игнатов А.Н.	622	Князь В.В.	500
Ильина Д.И.	561	Коган И.Л.	137
Исаев В.В.	389	Кожевников В.В.	279
Круvobokov L.	126	Козлов В.И.	265
Kagarmanov R.L.	41	Козлов Д.В.	139
Кабанов А.А.	131	Козлов Д.С.	629
Кабанов А.С.	570	Кокошкин Р.Н.	299
		Колмакова Д.А.	220, 238

Коломенцев А.И.....	290	Кулабухов В.С.....	311
Колосовская Т.П. ....	502	Куланов Н.В. ....	330
Комарова А.М. ....	565	Куликов Н.И. ....	333
Комарова Н.В. ....	631	Куликовский К.В.....	335
Комов А.А. ....	241	Куприков Н.М. ....	52
Кондаков А.В. ....	567	Куприн И.Л. ....	555, 567, 571
Кондратенко В.С.....	477	Курмазенко Э.А.....	169
Кондратьева С.Г.....	364, 387	Курмангалиев Р.З. ....	53
Коновалова А.А. ....	633	Кушнир Д.М. ....	507
Константинов Д.Ю. ....	44	Лазников Н.М. ....	588
Константинов М.С. ....	154, 159	Ламзин В.А. ....	469
Константинов С.В.....	35	Лапинский Д.А. ....	252
Конюхов И.К. ....	243	Лапо М.Е. ....	508
Корнев А.В. ....	634	Лапушкин В.Н. ....	339
Коробков В.В. ....	337	Лапшин К.В. ....	69
Королев Н.Н. ....	245	Латыш С.И. ....	173
Коротков М.О.....	207	Латышев В.В.....	402
Коротыгин А.А. ....	225	Ле Тиен Зыонг.....	254
Корсун А.Г. ....	187, 246	Лёб Х.В. ....	250
Корчинский В.В.....	236	Левков В.Г. ....	56
Костюков В.М. ....	325, 678	Леонов С.С.....	637
Котов В.В.....	397	Липов Б.П. ....	57, 144
Котуков В.И. ....	141	Лисейцев Н.К.....	74
Кошелев Б.В. ....	328, 353	Литвинов Е.С. ....	256
Кошеленко А.В. ....	37	Лобанов Д.К.....	286
Кравцов В.А. ....	45	Лобанов И.Е.....	258
Кравченко Д.А. ....	636	Ловицкий Л.Л. ....	420
Краев В.М. ....	248	Лотков Н.А. ....	236
Крайнов А.М. ....	143	Лофицкий И.В. ....	407
Красковский Н.В.....	505	Лукьянов О.Е. ....	58
Краснов А.А. ....	399	Луценко А.Ю. ....	157
Красноштанов В.А.....	570	Лысов С.Е. ....	374
Крень А.П. ....	47	Мазлумян Г.С. ....	380
Кривцов А.В. ....	238	Майстренко Е.В.....	450
Кривчикова М.А. ....	329	Макаревский Д.И. ....	207
Кроль А.В. ....	531	Макаренко А.В.....	333
Круглов К.И. ....	250	Макарин М.А. ....	509
Кувшинов В.М. ....	83	Максимов С.М.....	356
Кудрявцева Н.С.....	457	Максимова О.В.....	356, 372, 475
Кузнецов А.А. ....	49	Мальшев В.В. ....	146
Кузнецов Е.Б. ....	637	Малютина Е.И. ....	429
Куи Мин Хан.....	233	Марасанов П.О. ....	339

Маринко А.Н. ....	380	Наливайченко Д.Г. ....	215, 283
Маркианов А.В. ....	187	Нгуен Диен Нгок ....	159
Маркин Н.Н. ....	13, 49, 87, 97	Некрасова Р.Г. ....	576
Мартиросов В.Е. ....	360	Нестеренко В.Г. ....	254
Мартиросов М.И. ....	217, 687	Нестеров В.А. ....	495, 508, 513
Маслов Г.А. ....	339	Неугодникова Л.М. ....	516
Маслов Д.А. ....	148	Никитин А.А. ....	407
Маслов Ю.В. ....	32	Никитин Д.А. ....	62, 401
Матвеев Н.В. ....	455	Николаев Е.И. ....	24, 645, 647, 657
Маховых А.В. ....	150	Николаев П.Н. ....	161
Махров В.П. ....	22	Николаева М.Н. ....	647
Машуков Е.В. ....	335	Николаева Ю.А. ....	649
Медведев Ю.В. ....	574	Николичев И.А. ....	651
Мельников А.Ю. ....	53, 113, 261	Новиков С.Ю. ....	277
Мельников В.М. ....	263	Новичков В.М. ....	177
Меркишин Г.В. ....	62, 401, 418	Новгородцев Е.В. ....	64
Меркурьев Д.В. ....	265	Нурымбетов А.У. ....	66
Метелкин А.Н. ....	152	Нуркасымов О.Е. ....	409
Метелкин П.С. ....	511	Нуртаева Ш.Б. ....	578
Метельников А.А. ....	267	Нуруллаев Э.Д. ....	580
Мин Тейн ....	154	Обрезков И.В. ....	518
Мирзоян А.С. ....	639	Обухов В.А. ....	250, 269, 271
Миронова М.М. ....	513	Овчинникова Е.В. ....	364
Михалев С.М. ....	156	Огородников Ю.И. ....	320
Мищенко В.Ю. ....	32, 61	Опарин А.С. ....	163
Могулкин А.И. ....	209, 269	Опрышко Ю.В. ....	583
Мозговой В.М. ....	546	Орлов А.А. ....	410
Мозолев Л.А. ....	341, 682	Орманов Б.А. ....	581
Моисеев Д.В. ....	341, 682	Павлик С.В. ....	652
Моисеева С.Г. ....	682	Павлов А.К. ....	52
Молоденков А.В. ....	641	Павлова Н.В. ....	314
Монахова В.П. ....	245	Панёв А.С. ....	654
Морозов Е.А. ....	473	Пановский В.Н. ....	655
Морозова И.В. ....	515	Пантелеев А.В. ....	655
Мосиюк В.Н. ....	692	Пантюхин К.Н. ....	657
Муравьев А.Б. ....	404, 406	Парафесь С.Г. ....	163
Мустафин А.Р. ....	643	Парфенов Н.М. ....	15
Мухамеджанов М.Ж. ....	197	Пархаев Е.С. ....	68
Надирадзе А.Б. ....	271	Паршикова И.Е. ....	585
Назаров А.Н. ....	62, 401	Пахомов А.К. ....	277
Назарова Д.К. ....	157	Пашков О.А. ....	659
Наинг Ту Лвин ....	337	Пашенко Д.В. ....	165

Пегачкова Е.А. ....	661	Рыкалин А.С. ....	671
Пенкин С.С. ....	520	Рымшина Е.А. ....	425
Пестов М.Д. ....	167	Рысаева Н.В. ....	592
Петров А.И. ....	273	Рыченков Д.Б. ....	427
Петров В.А. ....	183	Рязанов А.Н. ....	431
Петров И.А. ....	412	Рязанцев А.Ю. ....	175
Петрунина Е.В. ....	414	Савкин Л.В. ....	177
Петухов А.В. ....	274	Сагалаков А.Э. ....	673
Письменная В.А. ....	663	Сальников Н.А. ....	179
Платов С.А. ....	69	Самойловский А.А. ....	74
Подколзин В.Г. ....	31	Самохин И.А. ....	288
Подкорытов А.Н. ....	416	Самсонович С.Л. ....	505, 509, 536
Половый А.О. ....	618	Сантоян Х.Х. ....	374
Попельнюк И.А. ....	522	Сапунков Я.Г. ....	641
Попов Г.А. ....	271	Саратов А.А. ....	181
Попов Г.М. ....	238	Сафронов В.В. ....	275
Попов С.А. ....	71	Свотина В.В. ....	271
Попов Ю.И. ....	28, 73	Селиверстов С.Д. ....	277
Попова О.А. ....	524	Семенов В.В. ....	285
Поршнев В.А. ....	275	Семенов Д.М. ....	429
Потапенко И.В. ....	587	Семёнова О.В. ....	183
Прозорова Э.В. ....	665	Семенцова А.Н. ....	75
Просвирина Н.В. ....	588	Семенча М.В. ....	328, 353
Простов Ю.С. ....	667	Семенчиков Н.В. ....	68, 85
Прохоров П.Д. ....	526	Сергеев А.С. ....	431
Прошкин В.Ю. ....	169	Серкин Ф.Б. ....	433
Прудников И.Л. ....	418	Сивков М.А. ....	77, 184, 483
Пузино Ю.А. ....	694	Сидоренко М.А. ....	692
Пучков Л.Д. ....	309	Сизанов А.В. ....	380
Пушкарь О.Д. ....	419	Сизов А.А. ....	187
Пушков С.Г. ....	420	Симаков С.П. ....	435
Пятков А.Г. ....	171	Синев М.П. ....	165
Раков В.В. ....	107	Синельников В.Ю. ....	187
Решетников Д.А. ....	528	Ситников С.А. ....	209
Роберт Фидлер ....	397	Скиданов С.Н. ....	91
Рогов Д.А. ....	173	Скрипниченко Ю.С. ....	530
Родионова Д.А. ....	669	Скрябин А.В. ....	83
Романов А.А. ....	422	Сливко С.А. ....	437
Ронкин А.А. ....	455	Смирнов А.А. ....	279
Ротарь О.Ю. ....	423	Смирнов А.Д. ....	77, 184, 483
Рузаков М.А. ....	590	Смирнов И.П. ....	139
Рыбаков К.А. ....	627	Смирнов П.Е. ....	279

Соболь В.Р. ....	674	Тихонов А.И. ....	550
Собуль А.В. ....	281	Тихонов Р.С. ....	461
Сова А.Н. ....	380	Тищенко А.Н. ....	37
Сова В.А. ....	374	Товстоног В.А. ....	89
Сое Тху ....	594	Томчани О.В. ....	692
Соколов А.О. ....	439, 453	Торрес Санчес К.Х. ....	115, 192
Соломатин Д.В. ....	402	Точилкин И.Я. ....	626
Солошенко В.Н. ....	80	Третьяков С.О. ....	533
Спиридонов И.Б. ....	82	Третьякова О.Н. ....	477, 643
Станкевич Д.А. ....	410	Триадский Н.Н. ....	91
Старенченко А.В. ....	441	Трубников А.А. ....	534
Старов А.В. ....	283	Туктарёв Н.А. ....	311
Старченко А.Е. ....	188, 676	Тунцев В.А. ....	329, 352, 462
Стеблинкин А.И. ....	35, 83	Турченко И.С. ....	343
Степанов В.С. ....	536	Тюльков К.В. ....	218
Степанов И.В. ....	443	Тюменцев Ю.В. ....	613, 629, 667
Стойка Е.В. ....	531	Тютнев Е.С. ....	39
Сторожева И.Б. ....	576	Тяглик А.С. ....	37
Стукалов А.Н. ....	39	Тяглик М.С. ....	37
Сулаков А.С. ....	445	Уджуху А.Ю. ....	156
Сундеева Ю.А. ....	595	Удодов А.Н. ....	464
Сунцов С.Б. ....	473	Ульяшин А.И. ....	320
Суханов Н.В. ....	448	Усовик И.В. ....	194
Суханова Л.Н. ....	563	Устюгов Е.В. ....	435
Сырин С.А. ....	190	Утешев А.А. ....	285
Та Суан Тунг ....	85	Ушаков А.П. ....	273
Тажетдинов Р.Р. ....	87	Фадин С.С. ....	241
Тарасенко О.С. ....	235, 288	Фальков Э.Я. ....	69
Татарский Б.Г. ....	450	Фам Ань Туан ....	466
Твердохлебова Е.М. ....	187	Фам Вьет Ань ....	468
Теплов Ю.А. ....	600	Фам С.К. ....	341, 682
Терентьев В.М. ....	307, 451	Федоренко Ю.В. ....	195
Терентьев О.А. ....	439, 453	Федоров В.А. ....	269
Терешин А.М. ....	252	Федосеев Е.П. ....	345
Тетерин Д.П. ....	275	Федотов А.Л. ....	443
Тимошенков А.С. ....	15	Федотов В.Л. ....	538
Тимушев С.Ф. ....	236	Федченко А.С. ....	286
Титов А.М. ....	455	Фетисов Е.В. ....	39
Титов Д.М. ....	469	Филатов И.И. ....	530
Титова А.С. ....	457	Филатова Д.Ю. ....	469
Тихомиров М.Е. ....	299	Филатьев А.С. ....	673
Тихомирова Т.А. ....	459	Филоненко П.А. ....	471



Филонин О.В. ....	161	Чинь В.М. ....	341, 682
Филонова А.А. ....	347	Чубиков В.Н. ....	505
Фирсов В.М. ....	275	Чумаков Д.М. ....	602
Фомичев И.Д. ....	93	Чумичев Б.О. ....	520
Фомкин А.Б. ....	598	Чунтул А.В. ....	103
Фурс Е.В. ....	536	Шевковский А.А. ....	604
Хайрнасов К.З. ....	349	Шевцов Д.А. ....	343
Хакимов Д.В. ....	350	Шевченко Г.Ю. ....	477, 643
Халецкий Л.В. ....	35, 83	Шестопалова О.Л. ....	323
Харитонов Я.Г. ....	352	Шибанов В.Ю. ....	99
Хартов С.А. ....	279	Ширяев В.И. ....	429
Харченко Д.Н. ....	314	Шишкин Г.Г. ....	250
Хаустов А.И. ....	183	Школьный В.Н. ....	473
Хвалько А.А. ....	473	Шмачилин П.А. ....	387
Хисматов И.Ф. ....	95	Шмотин Ю.Н. ....	297
Хмелевой В.В. ....	567, 600	Шохов Г.В. ....	197
Хоботов И.А. ....	62	Шубин А.Б. ....	199
Хоминич Д.С. ....	181	Шуваев И.Н. ....	328, 353
Хомовский Я.Н. ....	235, 288	Шувалов В.А. ....	100
Хохлов А.Н. ....	290	Щербанов А.С. ....	606
Хохрина Н.П. ....	475	Юлдашев А.А. ....	570
Хромова И.В. ....	119, 121	Юнисов Р.Р. ....	354
Хромченко П.А. ....	292	Юхневич С.С. ....	201
Цыганков П.А. ....	265	Яганов В.М. ....	479
Чан Куанг Дык ....	678	Яковчук М.С. ....	227, 299
Чебанов П.С. ....	97	Якушев В.С. ....	103
Чекина Е.А. ....	680	Яманчев А.С. ....	356
Чернаков В.В. ....	294	Ямашев Г.Г. ....	445
Чернецкая М.Л. ....	374	Янышев Д.С. ....	248
Черноморский А.И. ....	305	Ярыгин С.В. ....	610
Чернышев Ю.О. ....	431	Ясенцев Д.А. ....	450
Чертгов Е.А. ....	380	Яценко А.С. ....	608

**13-я Международная конференция  
«Авиация и космонавтика – 2014»  
Тезисы  
13<sup>th</sup> International Conference  
“Aviation and Cosmonautics – 2014”  
Abstracts**

Сопредседатель Оргкомитета  
*Шевцов Вячеслав Алексеевич*  
Сопредседатель Оргкомитета  
*Франко Бернелли*  
Учёный секретарь  
*Лунёва Надежда Сергеевна*

Оформление обложки:  
*И.Я. Волкова*

Вёрстка:  
*М.И. Бартенева*

Organizing Committee Co-chairman  
*Vyacheslav Shevtsov*  
Organizing Committee Co-chairman  
*Franco Bernelli*  
Scientific secretary  
*Nadezhda Luneva*

Cover design:  
*Inna Volkova*

Makeup:  
*Maksim Bartenev*

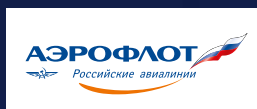
Подписано в печать 01.11.14  
Формат 148x210 мм  
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 17,4  
Тираж 500 экз. Заказ №

Отпечатано  
ООО «Принт-салон», Санкт-Петербург,  
Социалистическая ул., д. 14Б, тел.: (812) 313-5606

## Организаторы



## Генеральный партнёр



## Партнёры



## Информационные партнёры



+7 985 457-37-51

[aviacosmos@mai.ru](mailto:aviacosmos@mai.ru)

125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

[www.mai.ru](http://www.mai.ru)