



КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ SPACE SYSTEMS

МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
INTERNATIONAL CONFERENCE

ТЕЗИСЫ ABSTRACTS



МОСКВА, МАИ
MOSCOW, MAI

2021

**Международная конференция
«Космические системы»**

**International Conference
“Space Systems”
(AviaSpace-2021)**

**Тезисы
Abstracts**

Москва, МАИ
27 апреля 2021 г.

Moscow, MAI
27 April 2021

УДК 629.7
ББК 39.52:39.6я43
С23

Международная конференция «Космические системы».
27 апреля 2021 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2021. –
1,02 Мбайт. [Электронное издание].

International Conference “Space Systems” (AviaSpace-2021).
27 April 2021. Moscow. Abstracts. – Publishing house “Pero”, 2021. – 1,02
MB. [Electronic edition]

ISBN 978-5-00189-160-4

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

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

ISBN 978-5-00189-160-4

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2021

© Moscow Aviation Institute
(National Research University), 2021

Организатор
Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Организационный комитет

Шемяков А.О., проректор по стратегическому развитию, председатель

Zhaohui Wu, президент Чжэцзянского Университета

Петер Руссер, профессор Технического университета Мюнхена

Дин Вучинич, профессор Брюссельского свободного университета

Замковой А.А., начальник управления научных программ

и проектов МАИ

Ефремов А.В., заведующий кафедрой «Динамика и управление полётом пилотируемых ЛА» МАИ – руководитель направления «Авиационные системы»

Монахова В.П., директор дирекции института № 2 «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки» МАИ – руководитель направления «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки»

Следков Ю.Г., директор дирекции института № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ – руководитель направления «Системы управления, информатика и электроэнергетика»

Кирдяшкин В.В., директор дирекции института № 4 «Радиоэлектроника, инфокоммуникации и информационная безопасность» МАИ – руководитель направления «Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем»

Алифанов О.М., заведующий кафедрой «Космические системы и ракетостроение» МАИ – руководитель направления «Ракетные и космические системы»

Кривилёв А.В., директор дирекции института № 7 «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ – руководитель направления «Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение»

Крылов С.С., директор дирекции института № 8 «Информационные технологии и прикладная математика» МАИ – руководитель направления «Математические методы в аэрокосмической науке и технике»

Беспалов А.В., директор дирекции института № 11 «Материаловедения и технологий материалов» МАИ – руководитель направления «Новые материалы и производственные технологии в области авиационной и ракетно-космической техники»

Новиков С.В., директор дирекции института № 5 «Инженерная экономика и гуманитарные науки» МАИ – руководитель направления «Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса»

Булакина М.Б., директор IT-центра МАИ

Яковлева А.В., руководитель проректор Дирекции космических программ МАИ

Калягин М.Ю., заместитель директора Центра БПЛА МАИ
Назаров Е.В., начальник лаборатории №2 НИО-101 МАИ

Программный комитет

- Равикович Ю.А.**, проректор по научной работе, председатель
Zhaohui Wu, президент Чжэцзянского Университета
- Петер Руссер**, профессор Технического университета Мюнхена
Дин Вучинич, профессор Брюссельского свободного университета
Медведский А.Л., первый заместитель генерального директора
ФГУП «ЦАГИ»
- Терентьев В.В.**, начальник научно-организационного
управления МАИ
- Веремеенко К.К.**, начальник научно-исследовательского отделения
института № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика»
МАИ
- Грушин И.А.**, заместитель директора по научной работе института № 11
«Материаловедения и технологий материалов» МАИ
- Долгов О.С.**, директор дирекции института № 1
«Авиационная техника» МАИ
- Заговорчев В.А.**, начальник научно-исследовательского отделения
института № 6 «Аэрокосмический» МАИ
- Зубанова С.Г.**, профессор кафедры И-11 «Иностранный язык
для аэрокосмических специальностей» МАИ
- Ионов А.В.**, заместитель директора института № 2 «Авиационные,
ракетные двигатели и энергетические установки» МАИ
- Кирдяшкин В.В.**, директор дирекции института № 4 «Радиоэлектроника,
инфокоммуникации и информационная безопасность» МАИ
- Кириллов А.А.**, начальник научно-исследовательского отделения
института № 7 «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ
- Крылов С.С.**, директор дирекции института № 8 «Информационные
технологии и прикладная математика» МАИ
- Силуянова М.В.**, профессор кафедры «Технология производства
и эксплуатации двигателей летательных аппаратов» МАИ
- Тихонов Г.В.**, начальник научно-исследовательского отделения
института № 5 «Инженерная экономика и гуманитарные науки»
- Стрелец М.Ю.**, начальник НИО-101 МАИ
- Яковлева А.В.**, руководитель проектов Дирекции космических
программ МАИ
- Калягин М.Ю.**, заместитель директора Центра БПЛА МАИ
- Назаров Е.В.**, начальник лаборатории №2 НИО-101 МАИ

Organizer

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Organizing Committee

Aleksander Shemiakov, Chairman of the Organizing Committee, Vice-rector for strategy development, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Zhaohui Wu, Co-chairman of the Organizing Committee, President, Zhejiang University, Zhejiang, China

Peter Russer, Co-chairman of the Organizing Committee, professor, Technical University of Munich, Munich, Germany

Dean Vučinić, Co-chairman of the Organizing Committee, professor, Vrije University Brussel, Brussel, Belgium

Andrey Zamkovoy, Head of the MAI Scientific Programs and Projects Department, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Aleksandr Efremov, Head of the MAI department 106 “Dynamics and Flight Control of Manned Aircraft”, Head of direction “Aviation Systems”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Veronika Monakhova, Director of the MAI Institute No. 2 “Power Installations of Aviation, Rocket and Space Systems”, Head of direction “Power Installations of Aviation, Rocket and Space Systems”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Yury Sledkov, Director of the MAI Institute No. 3 “Control Systems, Informatics and Power Generation”, Head of direction “Control Measuring and Computing Systems and Complexes and Onboard Power Generation”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Vladimir Kirdyashkin, Director of the MAI Institute No. 4 “Radioelectronics, Infocommunications and Information Security”, Head of direction “Information and Telecommunication Technologies of Aviation, Rocket and Space Systems”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Oleg Alifanov, Head of the MAI department 601 “Space Systems and Rocket Engineering”, Head of direction “Rocket and Space Systems”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Aleksander Krivilev, Director of the MAI Institute No. 7 “Robotics and Intelligent Systems”, Head of direction “Robotics, Intelligent Systems and Aircraft Armament”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Sergey Krylov, Director of the MAI Institute No. 8 “Information Technology and Applied Mathematics”, Head of direction “Mathematical Methods in Aerospace Science and Technology”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Alexander Bespalov, Director of the MAI Institute No. 11 “Material Science and Technology”, Head of direction “New Materials and Production Technologies in the Areas of Aviation, Rocket and Space Technique”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Sergey Novikov, Director of the MAI Institute No. 5 “Business Engineering and Humanities”, Head of direction “Economics and Management at Enterprises of Aerospace Complexes”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Maria Bulakina, Head of MAI IT-center, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia
Anna Yakovleva, Head of the projects at MAI Space Programs Direction, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Maksim Kalyagin, Deputy Head of MAI UAV-center, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Egor Nazarov, Head of the Lab 2 of the MAI Research Department 101, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Program Committee

Yury Ravikovich, Chairman of the Program Committee, Vice-rector for scientific affairs, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Zhaohui Wu, Co-chairman of the Program Committee, President, Zhejiang University, Zhejiang, China

Peter Russer, Co-chairman of the Program Committee, professor, Technical University of Munich, Munich, Germany

Dean Vučinić, Co-chairman of the Program Committee, professor, Vrije University Brussel, Brussel, Belgium

Aleksandr Medvedsky, Deputy Head of Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

Vadim Terentyev, Head of the MAI Scientific and Organizational Department, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Oleg Dolgov, Director of the MAI Institute No. 1 “Aircraft Engineering”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Ivan Grushin, Deputy Director for Scientific Affairs of the MAI Institute No. 11 “Material Science and Technology”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Aleksey Ionov, Deputy Director of the MAI Institute No. 2 “Aviation, Rocket Engines and Power Installation”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Konstantin Veremeenko, Head of the Research Department of the MAI Institute No. 3 “Control Measuring and Computing Systems and Complexes and Onboard Power Generation”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Vladimir Kirdyashkin, Director of the MAI Institute No. 4 “Radioelectronics, Infocommunications and Information Security”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Vladimir Zagovorchev, Head of the Research Department of the MAI Institute No. 6 “Aerospace Engineering”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Alexey Kirillov, Head of the Research Department of the MAI Institute No. 7 “Robotic and Intelligent Systems”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Sergey Krylov, Director of the MAI Institute No. 8 “Information Technologies and Applied Mathematics”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Marina Siluyanova, Professor of the MAI Department “Production Technology and Exploitation of Aircraft Engines”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Gennady Tikhonov, Head of the Research Department of the MAI Institute No. 5 “Business Engineering and Humanities”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Svetlana Zubanova, Professor of the MAI Department I-11 “Foreign Language for Aerospace Specialties”, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Mikhail Strelets, Head of the MAI Research Department 101, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Anna Yakovleva, Head of the projects at MAI Space Programs Direction,
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Maksim Kalyagin, Deputy Head of MAI UAV-center, Moscow Aviation
Institute, Moscow, Russia

Egor Nazarov, Head of the Lab 2 of the MAI Research Department 101,
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

Оглавление

Секция №1. Тенденции развития МКА: экономика и сервисы МКА и их группировок	12
Секция №2. Проектирование и производство МКА.....	27
Секция №3. Выведение, управление и эксплуатация МКА.....	63
Алфавитный указатель.....	78

Contents

Section No. 1. Trends in Small Spacecraft: the Economics and Services of Small Spacecraft and Their Constellations.....	12
Section No. 2. Design and Production of Small Spacecraft ...	27
Section No. 3. Launch, Control and Operation of Small Spacecraft	63
Index.....	78

Секция №1. Тенденции развития МКА: экономика и сервисы МКА и их группировок

Section No. 1. Trends in Small Spacecraft: the Economics and Services of Small Spacecraft and Their Constellations

Средства распространения продуктов обработки данных ДЗЗ для конечных потребителей

Гинзбург И.Б.

МАИ, г. Москва, Россия

С ростом числа и разнообразия видов спутников [1] растет объем данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Данные начинают чаще обновляться, увеличивается их точность. Возрастает их ценность для широкого круга потребителей в различных отраслях.

Данные собираются в наземных центрах обработки данных (ЦОД), где ведется обработка, объединение данных ДЗЗ в производные информационные продукты, а также их комбинирование с данными из других источников.

Информационные продукты на основе данных ДЗЗ поставляются конечным потребителям в виде файлов для дальнейшего использования с помощью специализированного программного обеспечения (ПО) или в виде традиционных веб-приложений.

В первом случае потребителю требуется рабочее место с мощным оборудованием и специальным ПО, а во втором случае требуется наличие постоянного высокоскоростного подключения к серверу ЦОД. Без специального оборудования и ПО, высокоскоростного подключения к Интернету или при использовании мобильных устройств – работа невозможна.

Для решения этой проблемы предлагается использовать автономные веб-приложения [2] для модернизации существующих веб-интерфейсов, распространяющих данные ДЗЗ, в том числе в комбинации с данными из разных источников [3], для обеспечения автономной отказоустойчивой работы пользователей в местах с плохим или отсутствующим подключением к сети Интернет с использованием стационарных или мобильных клиентских устройств со стандартным веб-браузером с поддержкой HTML5.

Это значительно повысит доступность производных информационных продуктов ДЗЗ для конечных потребителей из различных отраслей.

Литература:

1. Алифанов О.М., Медведев А.А., Соколов В.П. Малые космические аппараты как эволюционная ступень перехода к микро и наноспутникам [Электронный ресурс] // Журнал «Труды МАИ». 2011. № 49. С. 27. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28112>
2. Ginzburg I., Padalko S. Use of a progressive web application for working with Earth remote sensing, topographic and cadastral data layers. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 919(5), 052023. DOI: 10.1088/1757-899X/919/5/052023
3. Ginzburg I., Padalko S., Terentiev M. Combining Earth Remote Sensing and Land Wireless Sensor Networks Data in Smart Agriculture Information Products. In: Silhavy R., Silhavy P., Prokopova Z. (eds) Software Engineering Perspectives in Intelligent Systems. CoMeSySo 2020. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 1294. Springer, Cham. DOI: 10.1007/978-3-030-63322-6_88

Means of remote sensing data processing products distribution for end users

Ginzburg I.B.

MAI, Moscow, Russia

With the increase of satellites' number and variety [1], the volume of Earth remote sensing (ERS) data grows. The data is being updated more frequently, and their accuracy increases. Their value is increasing for a wide range of consumers in various industries. The data is collected in ground data processing centers (DPC), where processing, combining ERS data into derivative information products, as well as combining them with data from other sources is carried out. Information products

based on ERS data are supplied to end users in the form of files for further use with specialized software or in the form of traditional web applications. In the first case, the consumer needs a workplace with powerful equipment and special software, and in the second case, a constant high-speed connection to the DPC server is required. Without special equipment and software, a high-speed Internet connection or using mobile devices, work is impossible. To solve this problem, it is proposed to use standalone web applications [2] to modernize existing web interfaces that distribute ERS data, including their combination with different sources data [3], to ensure autonomous fault-tolerant work of users in places with poor or absent Internet connection using stationary or mobile client devices with a standard web browser with HTML5 support. This will significantly increase the availability of derivative ERS information products for end users in various industries.

References:

1. Alifanov O.M., Medvedev A.A., Sokolov V.P. Malye kosmicheskie apparaty kak evolyutsionnaya stupen' perekhoda k mikro i nanosputnikam [Small spacecraft as an evolutionary step in the transition to micro and nanosatellites]. "Trudy MAI" journal. 2011. No. 49. P. 27. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28112>. (Accessed 19.03.2021). (In Russian).
2. Ginzburg I., Padalko S. Use of a progressive web application for working with Earth remote sensing, topographic and cadastral data layers. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 919(5), 052023. DOI: 10.1088/1757-899X/919/5/052023
3. Ginzburg I., Padalko S., Terentiev M. Combining Earth Remote Sensing and Land Wireless Sensor Networks Data in Smart Agriculture Information Products. In: Silhavy R., Silhavy P., Prokopova Z. (eds) Software Engineering Perspectives in Intelligent Systems. CoMeSySo 2020. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 1294. Springer, Cham. DOI: 10.1007/978-3-030-63322-6_88

Территориально-распределенная информационная система ведения нормативной и технической документации по эксплуатации малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

Езерский В.В., Ермолаев Ю.Л.

НИИ ПС, г. Санкт-Петербург, Россия

Данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и создаваемые на их основе информационные продукты и услуги находят применение для решения хозяйственных, научно-исследовательских и специальных задач. Это обуславливает накопление в деловом обороте большого объема документов по соответствующим направлениям, что привело к постановке задачи создания территориально-распределенной информационной системы (ТРИС) для формирования и актуализации баз данных (БД) таких документов в интересах развития орбитального и наземного сегментов космических средств ДЗЗ России и Беларуси.

Перспективная ТРИС реализована на основе клиент-серверной архитектуры в формате веб-сервиса и обеспечивает работу с документами различных типов в интересах множества пользователей. ТРИС обеспечивает информационное наполнение БД:

- нормативно-правовыми и организационно-техническими документами по использованию данных ДЗЗ и их приложениям;
- научно-методическими и аппаратно-программными решениями в области тематической обработки информации ДЗЗ;
- данными о состоянии и развитии систем малых космических аппаратов России и Беларуси.

Разработана унифицированная технология ТРИС, включающая специализированные программные библиотеки для осуществления «умного» поиска документов в БД. Проведенные исследования показали необходимость программной реализации средств поиска по двумерным рубрикам и ключевым словам семантической сети; единых средств каталогизации документов ТРИС с учетом различия их форматов и прав доступа; средств загрузки и хранения различных типов документов и бинарных ресурсов; средств асинхронного территориально распределенного доступа к БД для актуализации данных.

Существенным элементом новизны в данной разработке является исследование возможности использования нейросетевых алгоритмов для выполнения поиска информации с

учетом морфологической изменчивости ключевых слов; их семантической взаимозависимости и категоризации; учета многозначности (полисемии) метатегов путем использования предварительно обученных искусственных нейросетей. Априорный учет полисемии позволит эффективно отсеивать нерелевантные результаты поиска атрибутов документов в БД, а способность данного алгоритма к самообучению в процессе эксплуатации повысит его гибкость и адаптируемость к инновациям в условиях быстро развивающейся предметной отрасли.

Работа выполняется в рамках Программы Союзного государства РФ и Беларуси «Интеграция-СГ-3.1.2.1».

Geographically distributed information system for maintaining normative and technical documentation for the operation of small spacecraft for remote sensing of the Earth

Ezerskiy V.V., Ermolaev Yu.L.

NII PS, Saint-Petersburg, Russia

Earth remote sensing (ERS) data and information products and services created on their basis are used for solving economic, research and special problems. This makes a large volume of documents in the business practices in the relevant areas, which led to the formulation of the task of creating a geographically distributed information system (GDIS) for the formation and updating of databases (DB) of such documents in the interests of the development of the orbital and ground segments of space assets for remote sensing of Russia and Belarus.

Perspective GDIS is implemented on the basis of a client-server architecture in the format of a web service and provides operating with documents of various types for the benefit of many users. GDIS provides database content:

- regulatory, organizational and technical documents on the use of remote sensing data and their applications;
- scientific-methodical and hardware-software solutions in the field of thematic processing of remote sensing information;
- data on the state and development of small spacecraft systems in Russia and Belarus.

A unified GDIS technology has been developed, which includes specialized software libraries for the implementation of “smart” search for documents in the database. The studies made have shown the need for software implementation of search tools for two-dimensional rubricators and keywords of the semantic network; uniform means of cataloging GDIS documents, analyzing the difference in their formats and access rights; means of loading and storing various types of documents and binary resources; means of asynchronous geographically distributed access to the database for data updating.

An essential element of novelty in this development is the study of the possibility of using neural network algorithms to perform information search, taking into account the morphological variability of keywords; their semantic interdependence and categorization; taking into account the polysemy of meta tags by using pre-trained artificial neural networks. A priori accounting for polysemy will effectively filter out irrelevant search results for document attributes in the database, and the ability of this algorithm to self-learn during operation will increase its flexibility and adaptability to innovations in the rapidly developing subject area.

The work is carried out within the framework of the Program of the Union State of the Russian Federation and Belarus “Integration-SG-3.1.2.1”.

Концепция натуральных испытаний типовых унифицированных блоков бортовой аппаратуры космического назначения

¹Жуков А.А., ²Хромов О.Е., ²Тюлин А.Е., ³Чурило И.В.

¹МАИ, ²РКС, г. Москва, Россия

³РКК «Энергия», г. Королёв, Россия

В настоящее время актуальным становится процесс унификации, что позволяет упорядочить разработку и испытания и сократить затраты на создание модулей бортовой аппаратуры космического назначения.

Цель работы – оценка целесообразности натуральных испытаний на орбите Международной космической станции сложных унифицированных модулей бортовой аппаратуры (СУМ-БА).

В качестве примера к СУМ-БА, которые целесообразно подвергнуть натурным испытаниям, можно отнести последние разработки АО «РКС» – декодер командно-программной и телеметрической информации, унифицированный модем высокоскоростной радиолинии, бортовую ЭВМ.

СУМ-БА komponуются в выносной блок (ВБ). ВБ представляет собой крейт, размещенный в открытом космическом пространстве.

Проведение испытаний обеспечивает тестовая аппаратура (ТА), размещенная частично в ВБ (ТА-ВБ) и частично в герметичном отсеке МКС (ТА-ГО)

Представляется возможным повысить достоверность оценки поведения унифицированных модулей при воздействии дестабилизирующих факторов космического пространства в связи с проявлением синергетического эффекта при натуральных испытаниях, что сократит затраты на разработку и проведение наземных испытаний. Предложено рассматривать синергетический эффект в космосе как одновременное воздействие на испытываемые модули как дестабилизирующих факторов [1], так и штатных воздействий технических систем и космического пространства, например, поля мировых систем наземной и космической связи, гравитационного и/или магнитного поля Земли, Солнца и Луны.

Литература:

1. Модель космоса: научно-информационное издание: В 2 томах. Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М. 2007. 1143 с.

Concept of full-scale tests of standard unified blocks of onboard space equipment

¹Zhukov A.A., ²Khromov O.E., ²Tyulin A.E., ³Churilo I.V.

¹MAI, ²RSS, Moscow, Russia

³RSC “Energia”, Korolev, Russia

Currently, the unification process is becoming relevant, which makes it possible to streamline the development and testing and reduce the cost of creating modules for on-board space equipment. The purpose of the work - to assess the feasibility of field tests in orbit of the International Space Station system in package (SIP) of on-board equipment (OE-SIP). As an example, OE-SIP, which it is advisable to undergo full-scale tests, includes the latest developments of Joint-Stocks Company “Russian Space Systems” – a command-program and telemetry information decoder, a unified high-speed radio link modem, and an on-board computer. OE-SIP are assembled into outdoor unit - OU. Outdoor unit is a crate placed in open space. Testing is provided by test equipment (TE), which is located partially in the TE-OU and partially in the sealed compartment of the pressurized section (PS). It is possible to improve the assessment of the behaviour of unified modules when exposed to destabilizing factors. It is possible to improve the reliability of the assessment of the behaviour of unified modules when exposed to the destabilizing factors of outer space in connection with the manifestation of synergy in field tests, which will reduce the cost of developing and conducting ground tests. It is proposed to consider synergistic effect in space as simultaneous effect on tested modules of both destabilizing factors [1] and standard effects of technical systems and outer space, for example, fields of world systems of ground and space communication, gravitational and/or magnetic field of Earth, Sun and Moon.

References:

1. Space model: scientific and information publication: In 2 volumes. Ed. M.I. Panasyuk, L.S. Novikova. Vol. 2. Impact of the space environment on spacecraft materials and equipment. Moscow. 2007. 1143 P.

Малые космические аппараты для решения отдельных задач лунной программы

¹Зарубин Д.С., ²Родченко В.В., ²Садрегидина Э.Р.

¹ИКИ РАН, ²МАИ, г. Москва, Россия

Использование малых космических аппаратов (МКА) для исследования и освоения Луны определяется планами космических агентств, которые включают в себя:

- распределённую сеть технических средств на поверхности и вокруг Луны;
- возможность формирования «локомотивных» проектов на базе опыта программы МКС

[1];

- формирование грузопотока Земля-окололунная орбита-Луна.

Рассмотрим два варианта применения МКА.

1. МКА для отработки технических решений, как способ сократить затраты.

50 лет назад, советская и американская лунные программы предполагали значительное число полномасштабных отработочных запусков. Сегодня, опираясь на достижения космонавтики, предполагается минимизировать их объём [2, 3].

В дополнение к интеграции пилотируемых полётов с результатами автоматических миссий, мы можем использовать МКА для отработки и демонстрации технологий. Например, доставка грузов к Луне позволяет использовать более сложные траектории обходного типа (WSB) с низкими затратами ΔV для входа на окололунную орбиту. Такой метод доставки может быть эффективно продемонстрирован с использованием МКА, особенно для попутных полезных нагрузок [4].

2. Использование МКА для улучшения качества программ исследования и освоения Луны и создания сервисов.

Современные планы по Луне предъявляют более высокие требования к навигационному обеспечению (точность посадки, надёжность выполнения возрастающего числа динамических операций, применение энергоэффективных схем перелётов, в т.ч. по WSB).

Решение может состоять в использовании существующих систем (ГЛОНАСС, GPS...) в качестве инфраструктуры [5]. В этом случае, передовые технологии КА малой размерности позволяют рассматривать создание навигационной группировки в окололунном пространстве.

Литература:

1. D. Zarubin, “Lunar orbital platform segment for support and provision of lunar surface missions”, IAC-2019-A5.1.5, 2019.
2. Е. Микрин, «Отечественная космонавтика: впереди Луна?», Русский космос, № 2, 2019.
3. T. Cremins, “Sustained Lunar Exploration and Development Plan”, <https://www.nasa.gov>, 2020.
4. Nikola Baresi, CubeSat Lunar Transfer Design via Weak Stability Boundaries, 31st AAS/AIAA, 2021.
5. E. Mikrin, M. Mikhailov, I. Orlovsky, “Satellite Navigation of Lunar Orbiting Spacecraft and Objects on the Lunar Surface”, Gyroscopy and Navigation № 10(2), 2019.

Small spacecraft use for lunar program objectives

¹Zarubin D.S., ²Rodchenko V.V., ²Sadretdinova E.R.

¹IKI, ²MAI, Moscow, Russia

Options for small spacecraft (SmSat) use for lunar research and exploration are defined by the space agency plans, which include:

- distributed capabilities network on and around the Moon;
- opportunities to form a “locomotive” projects, based on the International Space Station program experience [1];
- formation of payload traffic Earth – Cis-Lunar space – Moon Surface.

Let’s consider two options.

1. SmSat for technology and solutions test to reduce cost of the program.

50 years ago, Soviet and American lunar programs assumed a significant number of full-scale test launches. Today, based on the space industry achievements, it’s assumed to reduce that number [2, 3].

Here, in addition to the human space flight program integration with robotic lunar missions’ results, we can use SmSat for technology test and demonstration. For example, cargo payload delivery to Cis-Lunar space allows to use more complicated weak-stability-boundary (WSB) with low ΔV cost for lunar orbit insertion. The transfer method can be efficiently demonstrated by SmSat, especially when we consider co-manifested payloads [4].

2. SmSat use to improve lunar research and exploration program quality and to provide services.

Current lunar plans make navigation service requirements more complex (lunar landing accuracy, reliability of an increasing number of dynamic operations, use of energy-effective trajectories, incl. WSB).

Utilization of existing navigation systems (GLONASS, GPS...) as an infrastructure can be a solution [5]. In that case, cutting edge SmSat technologies make cis-lunar navigation system a subject for consideration.

References:

1. D. Zarubin and others, "Lunar orbital platform segment for support and provision of lunar surface missions", IAC-2019-A5.1.5, 2019
2. E. Mikrin, "Cosmonautics: is the Moon ahead?", Russian Space, No. 2, 2019
3. T. Cremins, "Sustained Lunar Exploration and Development Plan", <https://www.nasa.gov>, 2020
4. Nikola Baresi and others, CubeSat Lunar Transfer Design via Weak Stability Boundaries, 31st AAS/AIAA, 2021
5. E. Mikrin, M. Mikhailov and I. Orlovsky and others, "Satellite Navigation of Lunar Orbiting Spacecraft and Objects on the Lunar Surface", Gyroscopy and Navigation № 10(2), 2019.

Концепция реконфигурируемой космической лаборатории на примере космического аппарата «ReshUCube»

Зуев Д.М., Шахматов А.В., Ханов В.Х.

СибГУ им. М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск, Россия

Проведение экспериментов и исследований в космическом пространстве имеет большое значение для таких отраслей науки, как материаловедение, физика космоса и атмосферы, лунной аэробации новых технологий и др. Большое значение такие эксперименты имеют для аэрокосмического инженерного образования.

Зачастую воссоздать полный комплекс факторов космического пространства в земных условиях невозможно, поэтому требуется *in situ* эксперимент в космосе. Традиционно эксперименты проводятся на борту космических аппаратов (КА), в т.ч. микро и наноспутников, и Международной космической станции (МКС).

Традиционно, при проведении экспериментов на борту КА существует заранее определенная экспериментальная программа, что делает спутник зачастую бесполезным по её окончании. Предлагается концепция реконфигурируемой космической лаборатории, прототип которой будет реализован на КА класса CubeSat 3U «ReshUCube» Сибирского государственного университета науки и технологий. Данный КА разрабатывается в рамках конкурса «Дежурный по планете» Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере. Конкурс предназначен для вовлечения школьников в исследовательскую деятельность в рамках исследования космоса.

В рамках концепции реконфигурируемой космической лаборатории КА будет оснащен набором датчиков и оборудования, которое можно разбить на следующие тематические группы:

- наблюдение за земной поверхностью;
- мониторинг радиационной обстановки на орбите;
- технологические эксперименты;
- изучение атмосферы и магнитосферы Земли.

В процессе функционирования КА есть возможность загрузить новое программное обеспечение на борт космического аппарата, содержащее новые команды, циклограмму работы датчиков и оборудования, что позволяет реконфигурировать работу лаборатории программными методами.

Данной концепция позволит школьным командам уже после запуска КА и выполнения первой очереди экспериментов разработать и провести новые эксперименты, используя доступные ресурсы на борту КА, либо улучшить методику проведения экспериментов на основе полученного опыта и данных.

Представлена концепция реконфигурируемой космической лаборатории, позволяющей гибко использовать КА «ReshUCube», как научную площадку для проведения различных физических и технологических экспериментов в космосе в образовательных целях.

The concept of a reconfigurable space-born laboratory on the example of «ReshUCube» satellite

Zuev D.M., Shakhmatov A.V., Khanov V.Kh.
Reshetnev University, Kasnoyarsk, Russia

Conducting experiments in space has a great value for such fields as material science, space physics and space weather studies, technical demonstration and flight approval of new space technologies, etc. In addition, space experiments are valuable for aerospace education.

Usually, it's hard to simulate all factors of the space environment in complex. That's why in situ experiments are needed. Such experiments are conducted on-board of satellites (including micro- and nano- satellites) and the International Space Station traditionally.

A conventional experimental satellite has a predetermined experimental program, that often makes the satellite is useless after the program has completed. We suggest a concept of a reconfigurable space-born laboratory which prototype will be realized in 3U CubeSat "ReshUCube" of Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

The satellite are being developed within a framework of the "Dezhurnyj po planete" ("On duty of the planet") competition by The Foundation for Assistance to Small Innovative Enterprises in Science and Technology (Russia). The competition should involve school students to research and space activities.

According to the concept, the satellite will be equipped by a wide set of sensor which belong to following fields of studies:

- Observing the Earth's surface.
- Measurements of the radiation environment on low earth orbits.
- Technological experiments.
- Measurement of the Earth's atmosphere and the magnetic field.

There will be a possibility of loading new software to the satellite during the flight. The software includes new commands, sequences of sensors and equipment work. This way allows reconfiguring the space laboratory with software methods.

The concept will allow school teams to develop new experiments of improve experimental procedures using available tools on-board after the end of the first stage experiments developed before a flight.

This paper contains the concept of the reconfigurable space-born laboratory, which allows flexible utilization of the satellite "ReshUCube" as a science-site for conducting physical and technological experiment in space for educational purposes.

Группировка малогабаритных космических аппаратов для создания рекламных объектов на ночном небе

Клыков П.П., Негелев А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

На данный момент, освоение космоса перестало быть «развлечением» сверхдержав. По актуальной информации уже 72 страны ведут свою космическую программу, а о частных компаниях внутри этих же стран и говорить не надо, их в разы больше. С каждым годом появляются все новые и новые возможности, новые идеи и технологии для коммерциализации космического пространства.

Частная космонавтика вышла на новый уровень, а вместе с ней, началась новая эра освоения космического пространства.

В статье подробно рассмотрим: создание математической модели для разработки и проектирования устройств со схожим функционалом, как МКА можно использовать для отражения с орбиты солнечного света на поверхность для создания устойчивого видимого объекта на протяжении длительного периода времени, и как управление группировкой МКА будет способно создавать объемные изображения, логотипы и надписи.

Рекламные интеграции в космосе появилась довольно давно, начиная с лунной программы, когда такие компании, как Hasselblad, Sony и Omega, представили свои продукты-плейсменты.

Если рассматривать со стороны маркетинга, то реализация рекламы на орбите является самой прибыльной.

Создание такой системы позволит транслировать рекламу на всю планету. Более 20 логотипов брендов будут показаны в более 150 мегаполисов. 400 миллионов показов за 24 часа с охватом ежедневной аудитории более 3 миллионов человек.

Проект обеспечит 1 000 000 000 просмотров. Таким образом, CPM (Cost per Millennium) в проекте составит 0,06 \$ (для прямого конкурента Times Square -0,3 \$)

Внедрение этой системы позволит нам монополизировать рекламный рынок и выйти на мировых производителей. Помимо экономических выгод будут стимулироваться научные исследования в области освоения космоса.

И самое главное – популяризация науки среди молодежи.

Grouping a small-sized spacecraft to create advertising objects in the night sky

Klykov P.P., Netelev A.V.

MAI, Moscow, Russia

At this point, space exploration has ceased to be the "entertainment" of the superpowers. According to current information, 72 countries are already conducting their space program, and there is no need to talk about private companies within these countries, there are many times more of them. Every year there are more and more new opportunities, new ideas and technologies for the commercialization of outer space.

Private space exploration has reached a new level, and with it, a new era of space exploration has begun.

In this article, we will consider in detail: creating a mathematical model for the development and design of devices with similar functionality, how the small-sized spacecraft can be used to reflect sunlight from orbit to the surface to create a stable visible object over a long period of time, and how the control of the small-sized spacecrafts grouping will be able to create three-dimensional images, logos and inscriptions.

Advertising integration in space appeared quite a long time ago, starting with the lunar program, when companies such as Hasselblad, Sony and Omega introduced their product placements.

If we consider it from the marketing side, then the implementation of advertising in orbit is the most profitable.

The creation of such a system will allow advertising to be broadcast to the entire planet. More than 20 brand logos will be displayed in more than 150 megacities. 400 million impressions in 24 hours, reaching a daily audience of more than 3 million people.

The project will provide 1,000,000,000 views. Thus, the CPM (Cost per Millennium) in project will be 0.06 \$ (for a direct competitor of Times Square -0.3 \$)

The introduction of this system will allow us to monopolize the advertising market and reach global manufacturers. In addition to economic benefits, scientific research in the field of space exploration will be stimulated.

And most importantly – the popularization of science among young people.

Способ автоматизированного поиска трассы магистрального трубопровода при проектировании линейных сооружений

Лосев М.В., Агинеи Р.В.

УГТУ, г. Ухта, Россия

При проектировании магистральных трубопроводов приходится решать комплекс задач, связанных с экономией строительства и дальнейшей эксплуатацией трубопровода. Выбор рациональной трассы зависит от ряда факторов, которые влияют на конечную стоимость всего сооружения.

В настоящее время невозможно выбрать рациональную трассу магистрального трубопровода без применения продукции, получаемой с космических летательных аппаратов.

Применение автоматизированного способа выбора трасс базируется на алгоритмах, предложенных в 70-х годах прошлого века Л.А. Бабиным и П.П. Бородавкиным, В.Л. Березиным, но предложенные алгоритмы не в полной степени учитывают эффект операционных затрат, связанных с эксплуатацией трубопровода.

Для комплексной оценки рационального положения магистрального трубопровода в своей работе авторами предложено перейти к риск ориентированным событиям. Осуществлять выбор трассы на основе многокритериальных данных, сформированных в группы – рискованные критерии, к которым относятся: финансовые риски, ресурсные риски, эксплуатационные риски, экологические риски, физико-географические риски.

Авторами разработан алгоритм формирования информационной модели стоимостной поверхности, используемой для поиска рациональной трассы магистрального трубопровода, учитывающий, как стоимость строительства, так и затраты на эксплуатацию объекта. Определен минимальный набор факторов, влияющих на генеральное направление трассы, оценены основные факторы удорожания стоимости строительства трубопровода на различных территориях местностей.

Выявлено, что при увеличении размера ячейки сетки растровой информационной модели, значения ячеек поверхности накопленной стоимости возрастают как непрерывная функция. Данное увеличение стоимости выражается системой уравнений, решением является оптимальный размер ячейки сетки, который необходимо использовать для составления информационной модели. Выполнен процесс автоматизации поиска трассы.

В своей работе авторы обосновали, что выбор трассы, основанный только на учете стоимости строительства не будет является рациональным, так как он не учитывает все основные риски проекта. Предложенный способ позволит оптимизировать выбор генерального направления трассы и направлен на снижение затрат при эксплуатации трубопровода в период всего жизненного цикла проекта.

An Automated Method for Gas Mains Routing Selection in Line Structures Design

Losev M.V., Aginey R.V.

USTU, Ukhta, Russia

Design of gas mains often requires solving a set of tasks related to saving resources in the construction and further operation of the pipeline. Selection of the best routing option depends on several factors that have an impact on the final cost of the whole structure.

Currently, it is impossible to choose a rational route of the main pipeline without the use of products obtained from space aircraft.

Application of an automated routing selection method is based on algorithms suggested by L. Babin, P. Borodavkin and V. Berezin in the 70s of the XX century; however, these algorithms do not incorporate the entire impact of expenses related to pipeline operation.

In this study, the authors suggest reviewing the risk-oriented events for comprehensive assessment of the most preferable position of the gas mains. Route selection is based on multi-criteria data formed in sets – risk-oriented criteria that include financial risks, resource-related risks, operational risks, and environmental risks, physical and geographical risks.

The authors have developed a digital modelling algorithm for cost surfaces used for searching and selecting the best routing option for gas mains considering both construction costs and facility operation costs. The authors have determined the minimum list of factors having an impact on the

general route direction; they have assessed the basic factors rising the pipeline construction costs in different areas.

The authors found out that when the mesh cell size of a digital raster model is increased, the values of the cells of the accumulated cost surface are also increasing as an analogue function. This cost increase is expressed by a set of equations, the solution of which is the best size of the mesh cell to be used for developing a data model. An automated process of gas mains route selection has been executed.

In this study, the authors proved that routing selection based only on construction costs would not be rational because it fails to incorporate all principal design risks. The suggested method will allow optimizing the general route directing procedure while aiming at a reduction in pipeline operation costs throughout the project lifespan.

Космический мониторинг в отечественном агроменеджменте

Метечко Л.Б., Сорокин А.Е.

МАИ, г. Москва, Россия

Статья посвящена инновационным проблемам развития современного отечественного агроменеджмента. Основное внимание авторы уделяют применению космического зондирования земли с применением технологий глобального позиционирования (GPS), географических и информационных систем (GIS), в решении задач современного высокотехнологичного земледелия, необходимого для эффективной модернизации агропромышленного сектора России.

Исследованы преимущества и проведен анализ существующих проблем применения космических технологий в организации эффективного сельскохозяйственного производства и земледелия.

Сформулированы рекомендации по ускорению внедрения инноваций в технологическом и организационном направлениях.

Рассмотрены новые возможности миниатюрных и относительно бюджетных систем космического мониторинга с помощью кубсатов, расширяющих круг пользователей в агропромышленном секторе.

Отмечается, что снижение стоимости и доступность кубсатов позволили использовать для их запусков менее дорогостоящие средства доставки или использовать «попутные» запуски ракет-носителей типа Союз.

Приводится пример разработок Самарского аэрокосмического кластера по расширению функциональности третьей ступени ракет-носителей «Союз» для группового выведения на орбиту кубсатов, при этом в структуре самарского кластера существуют научно-производственные структуры выполняющие услуги по запуску и обслуживанию кубсатов.

Авторы отмечают, что на сегодняшний момент агропромышленный сектор России содержит целый ряд проблем, решения которых агропредприятиям «одиночкам» практически непосильно. В связи с этим, особая роль отводится современной форме интеграции агропредприятий и формированию агропрокластеров.

Представлены преимущества перехода к гибким системам агропромышленных территориальных кластеров, расширяющих возможности каждого из участников.

В результате проведенного исследования авторами сделан вывод о необходимости скорейшего создания эффективного отечественного высокотехнологичного земледелия с применением технологий глобального позиционирования (GPS), географических и информационных систем (GIS), повышением экологичности и эффективности сельскохозяйственных работ.

Space monitoring in the domestic agricultural management

Metechko L.B., Sorokin A.E.

MAI, Moscow, Russia

The article is devoted to the innovative problems of the development of modern domestic agricultural management. The authors focus on the application of space sensing of the earth with the use of global positioning technologies (GPS), geographical and information systems (GIS), in solving

the problems of modern high-tech agriculture, necessary for the effective modernization of the agro-industrial sector of Russia.

The advantages and analysis of the existing problems of using space technologies in the organization of efficient agricultural production and agriculture are investigated.

Recommendations for accelerating the introduction of innovations in the technological and organizational areas are formulated.

New possibilities of miniature and relatively low-cost space monitoring systems with the help of cubesats, which expand the range of users in the agro-industrial sector, are considered.

It is noted that the reduced cost and availability of the cubesats made it possible to use less expensive delivery vehicles for their launches or to use "passing" launches of Soyuz-type launch vehicles.

An example of the development of the Samara Aerospace Cluster to expand the functionality of the third stage of the Soyuz launch vehicles for the group launch of cubesats into orbit is given, while in the structure of the Samara cluster there are research and production structures that perform services for launching and servicing cubesats.

The authors note that at the moment, the agro-industrial sector of Russia contains a number of problems, the solutions of which are almost impossible for "lone" agricultural enterprises. In this regard, a special role is given to the modern form of integration of agricultural enterprises and the formation of agro-clusters.

The advantages of the transition to flexible systems of agro-industrial territorial clusters that expand the capabilities of each of the participants are presented.

As a result of the study, the authors concluded that it is necessary to quickly create an effective domestic high-tech agriculture with the use of global positioning technologies (GPS), geographical and information systems (GIS), increasing the environmental friendliness and efficiency of agricultural work.

Анализ состояния российской орбитальной группировки КА ДЗЗ

Соцков И.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Сегодня технологии дистанционного зондирования Земли из космоса незаменимы для того, чтобы изучать и осуществлять постоянный мониторинг нашей планеты. Кроме того, они помогают эффективно использовать и управлять ее ресурсами. Современное развитие технологий ДЗЗ позволяет охватить все сферы народного хозяйства и нашей жизнедеятельности.

За короткое время с помощью космических систем ДЗЗ можно получить необходимые данные с больших площадей. Особенно это важно для получения данных в труднодоступных и опасных участках.

Все работы по приему, регистрации, обработке, архивации, каталогизации и распространению информации, поступающей с российских и иностранных космических спутников, выполняются НЦ ОМЗ АО «Российские космические системы».

По данным Госкорпорации «Роскосмос» в настоящее время российская орбитальная группировка КА ДЗЗ включает в себя космические аппараты серий «Ресурс-П», «Канопус-В», «Метеор-М», «Электро-Л» и «Арктика-М».

Из них серия «Ресурс-П» представлена 2 КА: «Ресурс-П» № 1 и «Ресурс-П» № 3, серия «Канопус-В» - 5 КА: «Канопус-В-ИК» (запущен в июле июля 2017 года), «Канопус-В» № 3 (в феврале 2018 года), «Канопус-В» № 4 (в феврале 2018 года), «Канопус-В» № 5 (в декабре 2018 года), «Канопус-В» № 6 (в декабре 2018 года, серия «Метеор-М»-3 КА: «Метеор-М» № 1 (в сентябре 2009 года), «Метеор-М» № 2 (в июле 2014 года), «Метеор-М» № 2-2 (в июле 2019 года), серии «Электро-Л» 2 КА: «Электро-Л» № 2 (в декабре 2015 года) и «Электро-Л» № 3 (в декабре 2019 года).

Космические аппараты серий «Ресурс-П», «Канопус-В», «Метеор-М», «Электро-Л» используются для проведения мониторинга поверхности Земли.

КА «Арктика-М» был запущен 28 февраля 2021 года. Новый космический аппарат предназначен для обеспечения круглосуточного всепогодного мониторинга поверхности

Земли и морей Северного Ледовитого океана. Также с помощью его будет обеспечена постоянная и надежная связь и другие телекоммуникационные услуги.

Таким образом, сеть космических аппаратов постоянно расширяется. За время существования орбитальной группировки КА ДЗЗ в Федеральный фонд данных помещены данные комической съемки высокого пространственного разрешения общим объемом около 1,7 млрд. км2 территории Земли и с разрешением хуже 10 м около 500 млрд. км2. Всего накоплено данных ДЗЗ в объеме более 3000 ТБ.

Analysis of the state of the Russian orbital constellation of Earth remote sensing spacecraft

Sotskov I.A.

MAI, Moscow, Russia

Today, technologies for remote sensing of the Earth from space are indispensable in order to study and continuously monitor our planet. In addition, they help to efficiently use and manage its resources. The modern development of remote sensing technologies allows us to cover all spheres of the national economy and our life.

In a short time, using space-based remote sensing systems, it is possible to obtain the necessary data from large areas. This is especially important for obtaining data in hard-to-reach and dangerous areas.

All work on receiving, registering, processing, archiving, cataloging and disseminating information from Russian and foreign space satellites is performed by NTs OMZ of JSC Russian Space Systems.

According to the State Corporation Roskosmos, the Russian ERS spacecraft constellation currently includes the Resurs-P, Kanopus-V, Meteor-M, Electro-L and Arktika-M satellites.

Of these, the Resurs-P series is represented by 2 spacecraft: Resurs-P No. 1 and Resurs-P No. 3, the Kanopus-V series - 5 spacecraft: Kanopus-V-1K (launched in July July 2017), "Kanopus-V" No. 3 (in February 2018), "Kanopus-V" No. 4 (in February 2018), "Kanopus-V" No. 5 (in December 2018), "Kanopus-V" No. 6 (in December 2018, series "Meteor-M"-3 spacecraft): "Meteor-M" No. 1 (in September 2009), "Meteor-M" No. 2 (in July 2014), "Meteor-M" No. 2-2 (in July 2019), series "Electro-L" 2 KA: "Electro-L" No. 2 (in December 2015) and "Electro-L" No. 3 (in December 2019).

Spacecraft of the Resurs-P, Kanopus-V, Meteor-M, Electro-L series are used to monitor the Earth's surface.

SC "Arktika-M" was launched on February 28, 2021. The new spacecraft is designed to provide round-the-clock all weather monitoring of the Earth's surface and the seas of the Arctic Ocean. In addition, with the help of it, permanent and reliable communication and other telecommunication services will be provided.

Thus, the spacecraft network is constantly expanding. During the existence of the ERS orbital constellation, the Federal Data Fund has included comic survey data of high spatial resolution with a total volume of about 1.7 billion km2 of the Earth's territory and with a resolution of less than 10 m about 500 billion km2. In total, more than 3000 TB of remote sensing data has been accumulated.

Проблемные вопросы оценки трудоёмкости проектирования аппаратуры малых космических аппаратов для нужд Министерства обороны Российской Федерации

Уланов Д.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Совершенствование и развитие военных технологий, стимуляция инновационных процессов в сфере оборонно-промышленного комплекса, создание научно-технического задела на годы вперёд, в значительной мере влияет на развитие экономики страны и обеспечение национальной безопасности.

Структура военных расходов Российской Федерации включает значительные бюджетные ассигнования на проведения НИОКР, в том числе работ по созданию малых космических аппаратов (МКА) для нужд Министерства обороны РФ.

При определении цены НИОКР по созданию военной техники основным для Государственного заказчика остаётся затратный метод определения стоимости.

В соответствии с данными официальной статистики доля затрат на оплату труда, при проведении научных исследований и разработок в РФ в 2019 году составила 47,34%.

Затраты на оплату труда являются производным от технологической трудоемкости изготовления (проектирования) изделия военной техники.

Наиболее распространенными методами определения трудоёмкости проектирования аппаратуры являются:

1. Метод учета масс.
2. Метод учёта сложности конструкции изделия.
3. Метод многофакторного анализа.
4. Метод удельного нормирования.
5. Измерительный метод. Хронометраж.

Отсутствие единого методического аппарата определения трудоёмкости работ по созданию аппаратуры малых космических аппаратов является серьезной проблемой приборостроительной отрасли.

При оценке трудоёмкости проектирования аппаратуры МКА объективная оценка трудоемкости работ, сопутствующая проектированию, таких как патентный поиск и исследования, формирование требований к приборному и модульному составу, разработка программно-математического обеспечения изделия, вызывает определенные сложности.

При оценке трудозатрат проектирования аппаратуры, между исполнителем работы и военным представительством МО РФ возникают разногласия, связанные с различным подходом к оценке трудоёмкости выполненных работ, в связи с отсутствием единых отраслевых нормативно-методических документов по определению трудозатрат на проектирование аппаратуры военной техники.

Автором предлагается концепция проведения оценки трудоёмкости проектирования аппаратуры малых космических аппаратов, в основе которой лежит метод многофакторного анализа, базирующийся на использовании известного значения трудоемкости работ по созданию изделия-аналога на этапе технического проекта

На основе данного подхода целесообразно разработать отраслевую методику экспресс-оценки трудоёмкости работ по созданию аппаратуры МКА.

Problematic issues of estimation of labour input of design of the equipment of small spacecrafts for needs of the Ministry of defence of the Russian Federation

Ulanov D.V.

MAI, Moscow, Russia

Improvement and development of military technologies, stimulation of the innovation processes in the defense industry complex sphere, creation of a scientific and technical reserve for the years ahead, considerably influences development of national economy and ensuring national security.

The structure of military expenses of the Russian Federation includes considerable budgetary appropriations on carrying out R&D, including works on creation of the small spacecrafts (SS) for needs of the Ministry of Defence of the Russian Federation (MD RF).

At estimation of the price of R&D on creation of military equipment, the expensive method of cost estimation remains the basic for the State customer.

According to data of official statistics, the share of labor costs, when carrying out R&D in the Russian in 2019 made 47.34%.

Labor costs are derivative of technology labor input of production (design) of a product of military equipment.

The most widespread methods of estimation of labor costs of design of the military equipment are:

1. Accounting method of masses.
2. Accounting method of complexity of a design of a product.
3. Method of multiple factor analysis.
4. Method of specific regulation.
5. Measuring method. Timing.

The lack of the uniform methodical device of estimation of labor costs of works on creation of the equipment of small spacecrafts is a serious problem of the instrument-making industry.

When estimating the complexity of the design of the SS equipment, an objective estimation of the complexity of the work associated with the design, such as patent search and research, the formation of requirements for the instrument and modular composition, the development of software and mathematical support for the product, causes certain difficulties.

At estimation of labor costs of design of the equipment, between the contractor of work and military representation of MD RF there are problems connected with various approach to estimation of labor costs.

The author offers the concept of estimating labor costs of design of the equipment of small spacecrafts which cornerstone the method of multiple factor analysis which is based on use of the known value of labor input of works on creation of a product analog at a stage of the engineering design is

On the basis of this approach it is expedient to develop a branch technique of express estimation of labor costs of works on creation of the equipment of military equipment

Геометрический подход определения местоположения малых космических аппаратов

Щитов А.Н., Титенко Е.А., Сизов А.С., Добросердов Д.Г.

ЮЗГУ, г. Курск, Россия

Главный замысел и актуальность исследования связаны с разработкой структурной схемы модуля определения местоположения малых космических аппаратов на основе сигналов передатчиков автоматического зависящего наблюдения–вещание (АЗН-В). Совмещение процессов приема, декодирования сообщений и накопления данных от АЗН-В передатчиков, а при необходимости – передачи данных о ВС в наземные пункты управления позволяет существенно повысить эффективность использования МКА. Создание структурной схемы модуля определения координат на борту МКА позволит:

- получать координаты и иные характеристики воздушных судов;
- уточнять собственные координаты МКА;
- накапливать принимаемые данные от передающих судов и в установленных точках земной поверхности, по запросу, передавать данные на наземные пункты, используя возможности группировок МКА;
- выполнять функции космических ретрансляторов в зонах без возможности приема сигналов наземными станциями АЗН-В.

Разработана схема приема, декодирования и дальнейшей передачи информации другим МКА. В схеме отсутствует блок обработки данных, так как МКА фактически выступает ретранслятором для наземных пунктов приема и управления. Главным недостатком данной схемы является невозможность выполнения декодирования на борту МКА, что снижает оперативность обработки и определения местоположения.

Новизна предлагаемой схемы обработки сообщений АЗН-В заключается в возможности их полного декодирования на борту МКА и накопления полей полезной информации в энергонезависимой памяти. Такой инженерно-конструкторский подход позволяет:

- выделить на борту требуемую информацию из принимаемого пакета;
- сэкономить энергию для жизнеобеспечения МКА;
- вести практически непрерывный мониторинг воздушной обстановки;
- выполнить передачу данных в наиболее подходящих пространственно-временных координатах орбиты и погодных условиях.

Основное практическое преимущество схемы определения местоположения МКА – обеспечение непрерывности сбора и временного накопления информации о параметрах и положении МКА, а также определение и передача на базовые наземные станции сообщений о местоположении и ситуациях, возникающих в момент перелета ВС.

Geometric approach to determining the location of small spacecraft

Schitov A.N., Titenko E.A., Sizov A.S., Dobroserdov D.G.

SWSU, Kursk, Russia

The main idea and relevance of the study are related to the development of a structural diagram of the module for determining the location of small spacecraft based on the signals of the transmitters of automatic dependent surveillance-broadcast (ADS-B). Combining the processes of receiving, decoding messages and accumulating data from ADS-B transmitters, and, if necessary, transmitting data about aircraft to ground control points can significantly increase the efficiency of using small spacecraft. The creation of a structural diagram of the module for determining coordinates on board the small spacecraft will allow:

- receive coordinates and other characteristics of aircraft;
- to specify own coordinates of the small spacecraft;
- to accumulate the received data from transmitting vessels and at established points on the earth's surface, upon request, to transmit data to ground points, using the capabilities of the small spacecraft constellations;
- to perform the functions of space repeaters in areas without the possibility of receiving signals by ground stations ADS-B.

A scheme for receiving, decoding and further transmission of information to other MCA has been developed. There is no data processing unit in the scheme, since the small spacecraft actually acts as a repeater for ground-based receiving and control points. The main disadvantage of this scheme is the impossibility of performing decoding on board the small spacecraft, which reduces the efficiency of processing and position determination.

The novelty of the proposed scheme for processing ADS-B messages lies in the possibility of their complete decoding on board the small spacecraft and the accumulation of useful information fields in non-volatile memory. This engineering and design approach allows:

- select on board the required information from the received package;
- to save energy for life support of the small spacecraft;
- conduct almost continuous monitoring of the air situation;
- to carry out data transmission in the most suitable space-time coordinates of the orbit and weather conditions.

The main practical advantage of the SSC positioning scheme is to ensure the continuity of collection and temporary accumulation of information about the parameters and position of the SSC, as well as the determination and transmission to the base ground stations of position messages and situations that arise during the aircraft flight.

Секция №2. Проектирование и производство МКА

Section No. 2. Design and Production of Small Spacecraft

Исследование элементов терморегулирующих покрытий космических аппаратов

Бабайцев А.В., Вятлев А.П.

МАИ, г. Москва, Россия

С развитием авиакосмической отрасли возрастают требования к защите космических аппаратов (КА) от различного рода излучений. В частности, это касается покрытий класса «солнечный отражатель», поддерживающих заданный тепловой режим в условиях воздействия излучения Солнца. На данный момент во многих КА в системах терморегуляции применяются терморегулирующие покрытия (ТРП). ТРП применяется на солнечных сторонах спутников для теплового регулирования путем отражения входящего солнечного излучения с одновременным отводом внутреннего тепла в окружающее пространство.

Одно из наиболее распространенных в мире является ТРП Optical solar reflector(OSR). В настоящее время производится в США фирмой Excelitas Technologies и применяется на более чем 3000 спутниках проектов LEO, MEO, GEO и т.п. Покрытие OSR состоит из диэлектрического листа с нанесенными отражающим, защитным и электропроводным слоями. Одним из критериев оценки ТРП является термооптические характеристики, величина отношения коэффициента поглощения солнечного излучения покрытия A_s к коэффициенту излучения ϵ . У OSR отношения $A_s/\epsilon \sim 0.12-0.14$. Еще одним известным альтернативным ТРП является покрытие компании JDSU Uniphase Corporation (США). Его использовали на многих спутниках США, а также на многих других международных спутниках. Данное многослойное покрытие на основе подложки из плавленого кремнезема с нанесенным отражающим и защитным слоями имеет отношение $A_s/\epsilon \sim 0.075-0.09$.

В данной работе рассматривается ТРП К-208Ср на подложке прозрачного оптического радиационно-стойкого стекла (ПОРС). Структура покрытия такая же слоистая, как и у зарубежных аналогов, однако на тыльную сторону ПОРС наносится отражающий слой на основе металла с максимальным коэффициентом отражения. В ходе текущего исследования рассматривались покрытия на основе серебра или алюминия с получаемыми характеристиками $A_s/\epsilon \sim 0.094-0.1$. Защиту отражающего слоя от коррозии обеспечивает слой из никрома или нержавеющей стали. При необходимости для защиты от статического электричества поверхность делают эквипотенциальной, на лицевую сторону ПОРС наносят электропроводящий слой из диоксида индия. Нанесение покрытий на ПОРС производится методом магнетронного напыления.

Увеличение числа отношения приводит к необходимости пропорционального увеличения площади радиатора, что ведет за собой удорожание и утяжеление КА. Характеристики К-208Ср находятся в диапазоне основных существующих аналогов, однако дальнейшее исследование позволит улучшить качество ТРП.

Study of elements of spacecraft thermal control coatings

Babaytsev A.V., Vyatlev A.P.

MAI, Moscow, Russia

With the development of the aerospace industry, the requirements to spacecraft (SC) protection from various kinds of radiation are increasing more and more. In particular, this applies to coatings of "solar reflector" class, which maintain a given thermal regime under the influence of solar radiation. At the moment in many spacecraft thermoregulation systems thermoregulation coatings (TRL) are used. TRRs are used on the solar sides of satellites for thermal regulation by reflecting incoming solar radiation while venting internal heat into the surrounding space.

One of the most common in the world is Optical Solar Reflector (OSR). It is produced in the USA by Excelitas Technologies and used on more than 3000 satellites of LEO, MEO, GEO and other projects. The OSR coating consists of a dielectric sheet with reflective, protective and conductive layers. One of the criteria for evaluating the TRR is the thermo-optical characteristics, the value of

the ratio of the solar radiation absorption coefficient of the coating A_s to the radiation coefficient ε . OSR has an A_s/ε ratio of $\sim 0.12-0.14$. Another well-known alternative TRR is the coating by JDSU Uniphase Corporation (USA). It has been used on many US satellites as well as on many other international satellites. It is a multilayer coating based on a fused silica substrate with reflective and protective layers with an A_s/ε ratio of $0.075-0.09$.

This paper considers TRP K-208Cr on a substrate of transparent optical radiation-resistant glass (PORS). The coating structure is the same as that of foreign analogues, but a reflective layer based on metal with the maximum reflection coefficient is applied on the back side of the PORS. In the current study, silver- or aluminum-based coatings with $A_s/\varepsilon=0.094-0.1$ were considered. The reflective layer is protected against corrosion by a layer of nichrome or stainless steel. If necessary to protect from static electricity, the surface is made equipotential, and an electrically conductive layer of indium dioxide is applied to the front side of the PORS. Coatings on PORS are applied by magnetron sputtering.

Increasing the number of ratios necessitates a proportional increase in the area of the heat sink, which makes the spacecraft more expensive and heavier. The characteristics of the K-208Cr are within the range of the main existing analogues, but further research will improve the quality of the RTD.

Применение метода корреляции цифровых изображений для определения остаточных напряжений в сплавах и композиционных материалах при изготовлении баков космических аппаратов

Бабайцев А.В., Ян Н.М., Шестеркин П.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Предложен и реализован метод оценки остаточных напряжений в металлических и композиционных материалах, основанный на сверлении зондирующих отверстий и применении метода корреляции цифровых изображений (DIC-анализ) для измерения возникающих деформаций. Разработаны подходы к подготовке образцов к проведению испытаний и сам порядок проведения испытаний, основанный на фотографировании поверхности образцов до и после сверления зондирующих отверстий с последующей обработкой изображений, определением полей перемещений и деформаций на поверхности образцов, и численном решении обратной задачи теории упругости для определения действующих остаточных напряжений. Для улучшения качества анализа изображений на поверхности материалов предварительно наносился рисунок-паттерн, варианты которого выполнялись с использованием пропеллентов (аэрозольных баллонов), аэрографа. Предложенный подход реализован для оценки остаточных напряжений в образцах сплава АМгб со сварным швом, в образцах углепластика, и в стальных пластинах.

Полученные результаты могут быть использованы для разработки методов проектирования и исследования НДС перспективных композитных и металл-композитных тонкостенных аэрокосмических конструкций. В основном это касается топливных баков, которые на данный момент активно изготавливаются из подобных материалов. Работа выполнена при поддержке ГЗ Министерства науки и высшего образования Российской Федерации F5FF-2020-0016.

Application of digital image correlation method to determine residual stresses in alloys and composite materials in spacecraft tank fabrication

Babaytsev A.V., Yan N.M., Shesterkin P.S.

MAI, Moscow, Russia

The method of residual stresses estimation in metallic and composite materials based on drilling probing holes and application of digital image correlation method (DIC-analysis) to measure arising deformations has been proposed and implemented. Approaches to specimen preparation for tests and the test procedure itself, based on photographing of specimen surfaces before and after drilling probing holes with subsequent image processing, determination of displacement and strain fields on specimen surfaces, and numerical solution of elasticity theory inverse problem to determine the effective residual stresses have been developed. To improve the quality of image analysis, a pattern-

pattern was preliminarily applied to the surfaces of materials, variants of which were performed using propellants (aerosol cans), an airbrush. The proposed approach was implemented for the assessment of residual stresses in samples of welded alloy AMg6, in samples of carbon fiber-reinforced plastic, and in steel plates.

The obtained results can be used for the development of design methods and research of the deflected stresses of prospective composite and metal-composite thin-walled aerospace structures. This mainly concerns fuel tanks, which at the moment are actively manufactured from such materials. The work was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation FSFF-2020-0016.

Дефектоскопия крупногабаритных радиопрозрачных укрытий

Бодрышев В.В., Ларин А.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Для защиты антенных устройств радиолокационных станций (РЛС) от воздействия внешней среды используются различные радиопрозрачные укрытия (обтекатели). Главным радиотехническим требованием к данным изделиям является требование внесения минимальных искажений ЭМВ (электромагнитной волны) при сохранении прочностных и защитных свойств. Если для проверки прочностных показателей существуют специализированные стандартизированные стенды (вибростенд, климатическая камера и т.д.), то проверка радиотехнических требований готового изделия является малоизученной задачей. Основным радиотехническим параметром, контролируемым в процессе производства, является величина потерь энергии. Важно выявить и локализовать участки, не отвечающие требованиям к величине потерь энергии, оценить их размеры и границы. Для решения поставленной задачи необходимо осуществить измерение потерь энергии по плоскости обтекателя с заданным шагом. Так как от точности результатов измерения напрямую зависит качество определения дефектов, необходимо исключить или минимизировать факторы, влияющие на точность измерений. Для снижения влияния переотражений разработан способ создания безэховой камеры в помещениях промышленного назначения для проведения испытаний обтекателей в условиях близких к идеальным. Это имеет большой экономический эффект, связанный со снижением издержек на создание специализированных помещений. Предложен новый метод дефектоскопии крупных обтекателей и метод оценки размеров и форм участков, не отвечающих требованиям по величине потерь.

С помощью применения теории рецепторных моделей были определены геометрические координаты ячеек с повышенным значением величины потерь (локализованы дефекты), построены их графические модели. Разработана методика оценки положения зон с различными предельными значениями потери электромагнитной волны. Это позволяет обнаружить участки с наличием максимальных неоднородностей в обнаруженных зонах (скоплением компаунда в единичных ячейках сот, полости между слоями и т.п.) На основе полученных результатов можно однозначно локализовать зоны с дефектами на поверхности обтекателя для дальнейшего вскрытия и/или доработки.

Литература:

1. Valery V. Bodryshev, Artem A. Larin, Lev N. Rabinskiy. 2020 Flaw Detection Method for Radomes in Weakly Anechoic Conditions. TEM Journal, 9(1), 169-176.

2. Larin A.A., Rybakov D.Yu., Samburov N.V. (2017). Method for measuring losses in a regular cowl. Patent № 2656254.

Defectoscopy of large-sized radio-transparent shelters

Bodryshev V.V., Larin A.A.

MAI, Moscow, Russia

To protect the antenna devices of radar stations from the effects of the external environment various radio-transparent shelters (enclosure) are used. The main radiotechnical requirement for these products is the requirement of minimum distortion of EMF (electromagnetic wave) while maintaining strength and protective properties. If there are specialized standardized test benches (vibration test rig, climatic chamber, etc.) to check the strength characteristics, then the test of radio engineering

requirements of the finished product is an understudied task. The main radiotechnical parameter monitored in the production process is the value of energy losses. It is important to identify and localize areas that do not meet the requirements for the value of energy losses, to assess their size and boundaries. To solve the task it is necessary to measure the energy losses along the fairing plane with the specified step. Since the quality of defect detection directly depends on the accuracy of measurement results, it is necessary to eliminate or minimize the factors that affect the measurement accuracy. To reduce the effect of re-reflections, a method of creating an anechoic chamber in an industrial room for enclosure tests under near-perfect conditions has been developed. This has a large economic effect related to the reduction of costs for the creation of specialized rooms. A new method of defectoscopy of large fairings and a method of estimating the size and shape of the areas that do not meet the loss value requirements are proposed.

Using the theory of receptor models application, geometric coordinates of the cells with increased loss value (localized defects) have been determined, and their graphic models have been built. A technique was developed to estimate the position of zones with different limit values of electromagnetic wave loss. This makes it possible to detect areas with the presence of maximum inhomogeneities in the detected zones (accumulation of compound in single cells of honeycombs, cavities between layers, etc.) Based on the results obtained, it is possible to uniquely localize zones with defects on the fairing surface for further dissection and/or rework.

References:

1. Valery V. Bodryshev, Artem A. Larin, Lev N. Rabinskiy. 2020 Flaw Detection Method for Radomes in Weakly Anechoic Conditions. TEM Journal, 9(1), 169-176.
2. Larin A.A., Rybakov D.Yu., Samburov N.V. (2017). Method for measuring losses in a regular cowl. Patent № 2656254.

Обратная нестационарная коэффициентная задача для упругого стержня

Вахтерова Я.А., Федотенков Г.В., Серпичева Е.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Нестационарные обратные задачи механики деформированного твердого тела являются одними из наименее исследованных. Это, в частности, связано с повышением размерности нестационарных задач на единицу по сравнению со стационарными и статическими задачами, а также с необходимостью учёта начальных условий.

В связи с постоянным развитием авиационной и аэрокосмической отраслей промышленности, возникает вопрос о контроле их технического состояния для дальнейшей безопасной эксплуатации. Значительная часть конструкции летательных аппаратов выполнена из балочных и стержневых элементов, на которые воздействуют различные техногенные и климатические факторы, приводящие к возникновению дефектов в недоступных для визуального контроля местах, требующие заблаговременной идентификации.

Известно, что дефекты (трещины, полости, жёсткие и упругие включения) являются концентраторами напряжений и в значительной мере обуславливают процессы, приводящие к разрушению упругих тел. Следовательно, имеет большой практический интерес задача обнаружения таких дефектов и определения их параметров – задача идентификации.

С математической точки зрения задача идентификации представляет собой нелинейную обратную задачу. Разработка методов решения таких задач является в настоящее время актуальной фундаментальной научной проблемой.

Задача идентификации дефектов в упругом стержне является ключевой проблемой, возникающей при проведении неразрушающего контроля материалов и элементов конструкций. Практическая значимость статьи состоит в разработке нового метода идентификации, позволяющего определять дефект по данным о перемещениях на конце упругого стержня.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №20-38-90043.

Inverse unsteady coefficient problem for an elastic rod

Vahterova Y.A., Fedotenkov G.V., Serpicheva E.V.

MAI, Moscow, Russia

The nonstationary inverse problems of deformed solid mechanics are among the least investigated ones. This is, in particular, due to the increase in the dimensionality of nonstationary problems by one as compared to stationary and static problems, as well as to the necessity to take into account the initial conditions.

Due to continuous development of aviation and aerospace industries, there is a question of controlling their technical condition for further safe operation. A significant part of an aircraft structure is made of beam and rod elements, which are affected by various technogenic and climatic factors, leading to occurrence of defects in places inaccessible for visual control, which require early identification.

It is known that defects (cracks, cavities, rigid and elastic inclusions) are stress concentrators and largely determine the processes leading to the failure of elastic bodies. Therefore, it is of great practical interest to detect such defects and determine their parameters – the identification problem.

From a mathematical point of view, the identification problem is a non-linear inverse problem. The development of methods for solving such problems is currently an urgent fundamental scientific problem.

The problem of identifying defects in an elastic rod is the key problem arising in nondestructive testing of materials and structural elements. The practical significance of the article lies in the development of a new method of identification, which makes it possible to determine the defect based on the displacement data at the end of the elastic rod.

The reported study was funded by RFBR, project number 20-38-90043.

Исследование статической и ударной прочности трёхслойных пантографических конструкций

Волков А.В., Бабайцев А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

В статье рассматривается использование метаматериала в качестве заполнителя в трёхслойных балках. Рассматривается вариант так называемых пантографических метаматериалов, состоящих из протяженных балок, соединенных друг с другом в местах пересечений связями различного типа. Балки, из которых состоит заполнитель, образуют два набора, в каждом из которых балки расположены под только под углом + 45 или -45 градусов. Эти наборы размещены друг относительно друга на небольшое расстояние равное 4 мм.

Восприятие внешней нагрузки такими структурами может быть достаточно необычным. За счет наличия внутренних жестких протяженных связей происходит делокализация эффектов от воздействия внешних сосредоточенных нагрузок, что, потенциально, может быть использовано при создании ударопоглощающих конструкций. В статье представлены результаты исследования таких трехслойных структур. Изготовленные образцы были испытаны на маятниковом копре по схеме двухопорного ударного изгиба. Образцы располагались на опорах таким образом, чтобы удар приходился перпендикулярно плоскости одного из несущих слоев.

Также были проведены испытания на трёхточечный изгиб. Испытания были проведены чтобы найти эффективный модуль Юнга для конструкции. Расчёты проводились в пакете конечно-элементного моделирования Abaqus FEA. Для вычислений использовался модуль Abaqus/Explicit. Исследованы различные варианты модели разрушения. Исследовались пластические модели разрушения и модели разрушения по максимальным касательным деформациям.

Study of the static and impact strength of three-layer pantographic structures

Volkov A.V., Babaytsev A.V.

MAI, Moscow, Russia

The article discusses the use of metamaterial as a filler in three-layer beams. A variant of the so-called pantographic metamaterials is considered, consisting of beams connected to each other at the

intersection points by different types of ties. The beams that make up the filler form two sets, in each of which the beams are located only at an angle of +45 or -45 degrees. These sets have 4 mm distance between each other.

The mechanical behavior of such structures can be quite unusual. Due to the presence of internal rigid links, the effects of external concentrated loads are delocalized. This fact can be used to create impact energy absorbing structures. This paper presents the results of studying such three-layer structures. The manufactured samples were tested on a pendulum tester according to the two-support impact bending scheme. The samples were placed on supports in such a way that the impact was perpendicular to the plane of one of the bearing layers.

Three-point bending tests were also carried out. Tests were carried out to find the effective Young's modulus for the structure. The calculations were carried out in the Abaqus FEA finite element modeling package. For calculations, the Abaqus / Explicit module was used. Various variants of the failure model were investigated. Shear failure, ductile failure and their combinations were used.

Конструкции малых космических аппаратов

Гаджиев Э.В., Заграева А.В.

Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва, Россия

В настоящее время большее внедрение находят космические аппараты так называемого малого класса, обладающие массой менее 1 т. Преимущества и недостатки этого класса аппаратов подробно описаны и представлены в научно-технической литературе.

АО «Корпорация «ВНИИЭМ» обладает положительным опытом разработки, производства и эксплуатации малых космических аппаратов как в рамках кооперации, например, малый космический аппарат «Университетский-Татьяна-2», созданный в рамках научно-образовательного космического проекта Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова, так и собственными силами. За последнее десятилетие была разработана космическая платформа «Канопус-В», на базе которой были спроектированы такие малые космические аппараты, как Белорусский космический аппарат, «Канопус-В»-ИК, «Ломоносов». Перечисленные аппараты находятся в эксплуатации по настоящее время.

Помимо указанной выше космической платформы, на предприятии ведутся работы по разработке малых космических аппаратов «Ионосфера», «Зонд» и др.

В данной работе приведён обзор разработанных конструкций малых спутников предприятия АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Показаны их структура и концепция построения.

Проведён сравнительный анализ разработанных конструкций малых космических аппаратов в части:

- геометрической формы;
- типа корпуса;
- размещения солнечных батарей, их размещения на корпусе космического аппарата и способа раскрытия;
- размещения бортовых систем и комплексов;
- концепции построения.

В ходе анализа авторами работы определены и предложены пути дальнейшего развития проектирования класса малых космических аппаратов в части концепции построения конструкции аппарата.

Design of small spacecraft constructions

Gadzhiev E.V., Zagraeva A.V.

VNIEM Corporation, Moscow, Russia

At present, the so-called small class spacecraft with a mass of less than one ton are becoming more widely used. The advantages and disadvantages of this class of devices are described in detail and presented in the scientific and technical literature.

JSC "VNIEM Corporation" has a positive experience in the development, production and operation of small spacecraft both within the framework of cooperation, for example, the small spacecraft "Universitetskiy-Tatiana-2" created as part of the scientific and educational space project

of the Lomonosov Moscow State University, and on its own. Over the past decade, the space platform “Canopus-V” was developed, on the basis of which such small spacecraft as the Belarusian spacecraft, “Canopus-V”-IK, “Lomonosov” were designed. The listed devices are still in operation.

In addition to the above-mentioned space platform, the company is working on the development of small spacecraft “Ionosphere”, “Sonde”, etc.

In this paper, an overview of the developed designs of small spacecrafts by the enterprise JSC “VNIEM Corporation” is presented. Their structure and construction concept are shown.

A comparative analysis of the developed designs of small spacecrafts in terms of:

- geometric shape;
- gase type;
- placement of solar panels, their placement on the spacecraft surface and the method of disclosure;
- placement of on-board systems and complexes;
- construction concepts.

In the course of the analysis, the authors of this paper identified and proposed ways to further develop the design of a class of small spacecraft in terms of the concept of building the design of the device.

Подходы к обеспечению живучести и автономности систем электропитания малых космических аппаратов

¹Гегардт В.А., ¹Нестеришин М.В., ²Букреев В.Г.

¹АО «ИСС», г. Железногорск, Россия

²ТПУ, г. Томск, Россия

В докладе и статье рассматриваются структурные и аппаратные решения отказоустойчивой энергопреобразующей аппаратуры системы электропитания (СЭП) малого космического аппарата (МКА).

Система электропитания является базовой подсистемой для космического аппарата, повышение ее живучести непосредственно влияет на выполнение целевых функций КА, что является актуальной задачей.

Следует отметить, что свойство живучести автономного технического объекта позволяет противостоять развитию последствий отказов с сохранением реализуемости попыток восстановления основных его функций.

В большинстве случаев МКА функционируют на низких круговых орбитах (НКО), которые характеризуются большим количеством аппаратов в группировке и малой продолжительностью сеансов связи с наземным комплексом управления. Все это приводит к отсутствию возможности оперативного управления в аномальных ситуациях.

Основные направления по обеспечению живучести и автономности СЭП МКА заключаются в следующем. Поскольку система обладает «общей точкой» распределения энергии, то работоспособность этой зоны является критически важной для функционирования МКА. Существенно повысить живучесть СЭП возможно ее разделением на несколько частей либо целенаправленными защитами «общей точки» на аппаратном уровне. Рассмотрим несколько направлений повышения живучести с использованием такого подхода.

1. Защита на уровне линий распределения электропитания. В силовые цепи бортовой аппаратуры (БА) вводятся устройства защиты со стороны источника энергии (для БА контура живучести КА устройства защиты дублируются).

2. Защита источников электропитания:

- Разделение батареи солнечной (БС) на секции, в этом случае отбор мощности каждой секции индивидуальным независимым устройством позволяет парировать выход из строя БС в случае её частичного отказа.

- Использование клапана-прерывателя в составе аккумуляторной батареи (АБ), исключающего литий-ионный аккумулятор (ЛИА) из электрической цепи АБ в случае изменения его характеристик.

- Применение автономной системы аппаратной балансировки ЛИА, не требующее внешних каналов управления.

• Включение в состав СЭП устройств защиты АБ от перезаряда, перезаряда (вплоть до автономного управления тепловыми режимами АБ и отключением всей БА).

Каждое из направлений более подробно рассматривается в материалах основной статьи.

В настоящий момент на АО «ИСС» проводится макетирование СЭП с применением описанных направлений повышения живучести.

Approaches to providing operability and autonomy of small spacecrafts electric power systems

¹Gebgardt V.A., ¹Nesterishin M.V., ²Bukreev V.G.

¹ISS Reshetnev Company, Zheleznogorsk, Russia

²TPU, Tomsk, Russia

This article has consideration of structural and hardware decisions for failure-free energy transforming equipment of Small Spacecraft (SS) Electric Power System (EPS).

Electric Power System is a basic subsystem for a spacecraft. Its operability increase has direct influence on SS mission fulfillment and it is the actual task.

It should be noted that operability of an autonomic technical object allows resisting failure consequences development with keeping the possible attempts to restore its functioning.

In most cases, SS operate in Low Earth Orbits (LEO), which have these features: many spacecrafts in constellations and short-time communication sessions with On-ground Control Center. Due to that there is no possibility for operational control in abnormal situations.

The main directions in SS EPS operability and autonomy providing are the following:

Since the system has a “common point” in energy distribution (this is a zone which receive energy from sources and distribute it to users), this zone working capacity is critically important for SS operating.

It is possible to increase EPS operability essentially by its division in several parts or by purposeful protections of the “common point” at the hardware level.

Let us consider several directions of operability increase under this approach.

1. Protection at the level of electric power distribution lines. The protection units are set in On-board equipment (OBE) power lines from the side of the energy source (the protection units are duplicated for OBE of the spacecraft operability loop).

2. Electric power sources protection:

• Solar Array (SA) division into sections. In this case, each section power goes to an individual independent unit. It allows avoiding the whole SA failure in case of its partial failure.

• Usage of a breaking valve as a part of the battery. It allows excluding a lithium-ion cell (LIC) from the battery electrical circuit in case of its characteristics change.

• Usage of LIC balancing autonomic hardware system without external control channels.

• Usage the units as a part of EPS for the battery protection from over-charge, over-discharge (up to autonomic control of the battery thermal modes and switching off all OBE).

Each of these directions is given in details in the article.

At the present time EPS prototyping is performed at JSC “ISS” with application of operability increase directions described above.

Выбор архитектуры системы электропитания малого космического аппарата

Гегбардт В.А., Киселев П.В., Крючков П.А., Журавлёв А.В.

АО «ИСС», г. Железногорск, Россия

В данной работе рассматриваются архитектуры построения систем электропитания (СЭП) малых космических аппаратов (МКА).

В современных условиях масса СЭП может достигать 25 % от массы МКА, а стоимость превышать 30 %, выбор оптимальной архитектуры СЭП в зависимости от требований является актуальной задачей.

Под МКА будут подразумеваться КА массой менее 500 кг и обладающие выходной мощностью СЭП порядка 1,5 кВт.

В качестве сравнения были определены СЭП для МКА производства АО «ИСС»:

Вариант 1 – СЭП построена по буферной схеме. Напряжение на нагрузке определяется напряжением на аккумуляторной батарее (АБ). Регулирование мощности обеспечивается за счёт коммутации секций батареи солнечной (БС) от АБ по сигналам пороговых устройств.

Вариант 2 – СЭП построена по буферной схеме. Напряжение на нагрузке определяется напряжением на АБ. Регулирование мощности БС обеспечивается за счёт устройства слежения за точкой максимальной мощности который позволяет получить коэффициент использования БС близким к единице.

Сопоставление архитектур построения СЭП МКА по энергомассовым характеристикам показывает, что СЭП, построенная по Варианту 1, технически проще, но удельные и стоимостные характеристики ниже.

Анализ и описание вариантов построения более подробно рассматривается в материалах основной статьи.

Electric power system architecture selection for small spacecrafts

Gebgardt V.A., Kiselev P.V., Kryuchkov P.A., Zhuravlev A.V.

ISS Reshetnev Company, Zheleznogorsk, Russia

This article has consideration of architectures for Small Spacecrafts (SS) Electric Power Systems (EPS) designing.

In the modern conditions EPS weight can reach 25% of SS weight and its cost can exceed 30% of SS cost. Due to that, selection of optimal EPS architecture depending on the requirements is the actual task.

Using Small Spacecrafts term, we mean the spacecrafts with the weight less than 500 kg and with EPS output power of 1.5 kW.

For comparison, EPS have been defined for SS produced by JSC “ISS”:

Option 1 – EPS is designed on the basis of a buffer schema. Load voltage is defined by the battery voltage. SA power conditioning is provided at the expenses of Solar Array (SA) sections commutation to the battery by signals of threshold devices.

Option 2 – EPS is designed on the basis of a buffer schema. Load voltage is defined by the battery voltage. SA power conditioning is provided at the expenses of the device which controls the point of maximum power that allows having SA usage coefficient close to 1.

Comparing of the SS EPS architectures designs by energy-mass characteristics shows that EPS designed by Option 1 is technically simpler but its specific and cost characteristics are lower.

Design options analysis and description in details are given in this article.

Исследование влияния технологических параметров послыонного лазерного синтеза для отработки методики изготовления конструктивно-подобных элементов космических систем

Добрянский В.Н., Брыкин В.А., Рабинский Л.Н.

МАИ, г. Москва, Россия

В ходе выполнения работ были подготовлены математические модели и управляющие программы для печати экспериментальных образцов для определения механических характеристик.

Предложена и апробирована на экспериментальной SLM-установке процедура перевода лазерной установки на различные металл-порошковые композиции. Отработаны режимы печати экспериментальных образцов из различных материалов в различных инертных средах.

Произведен синтез образцов, а также их механические испытания на растяжение, сжатие и ударную вязкость. Выращивание образцов производилось на металлическом порошке PH1 компании EOS, а также на алюминиевом порошке отечественного производства АСП-45 AlSi10Mg.

Экспериментальные образцы выращивались в инертных средах азота и аргона. Для печати использовался аргон высокой чистоты (ВЧ) (99,9998%), изготовленный по ТУ6-21-08-78, в баллонах. Для создания инертной среды (азот) предложена процедура включения в газообменную схему SLM-принтера внешнего генератора азота, при использовании которого обычный сухой сжатый воздух фильтруется и проходит через пучок полых мембранных

волокон, где азот отделяется от подаваемого воздуха путем избирательного проникновения. Использование генератора азота позволило добиться концентрации кислорода менее 0,1 %.

После процесса выращивания образцы (до момента отрезания от платформы) прошли процедуру отпуска в высокотемпературной печи (4 часа при 390 °С). В ходе экспериментальных исследований установлено влияние инертной среды, в которой выращивались образцы, на механические характеристики экспериментальных образцов. Полученные в ходе исследований данные позволяют получить оптимальные параметры для изготовления конструктивно-подобных элементов космических систем аддитивным методом при помощи технологии выборочной лазерной плавки металло-порошковых композиций.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-01-00517.

Study of the influence of technological parameters of layer-by-layer laser synthesis for testing the methodology of manufacturing of structural-like elements of space systems

Dobryanskiy V.N., Brykin V.A., Rabinskiy L.N.

MAI, Moscow, Russia

In the course of work mathematical models and control programs for printing experimental samples to determine the mechanical characteristics were prepared.

The procedure of translating the laser unit to different metal-powder compositions was proposed and tested on an experimental SLM unit. Printing modes of experimental samples made of different materials in different inert media have been worked out.

The samples were synthesized, as well as their mechanical tests for tensile, compression and impact toughness. The samples were grown on EOS metal powder PH1 as well as on domestically produced aluminum powder ASP-45 AlSi10Mg.

Experimental samples were grown in inert environments of nitrogen and argon. High purity (HF) argon (99.9998%) manufactured according to TU6-21-08-78, in cylinders was used for printing. To create an inert medium (nitrogen), a procedure was proposed to include an external nitrogen generator into the gas exchange circuit of the SLM printer, using which ordinary dry compressed air is filtered and passed through a bundle of hollow membrane fibers, where the nitrogen is separated from the supplied air by selective penetration. The use of a nitrogen generator made it possible to achieve oxygen concentrations of less than 0.1 %.

After the growing process, the samples (before being cut from the platform) underwent a tempering procedure in a high-temperature furnace (4 hours at 390 °С). In the course of experimental studies, the influence of the inert medium, in which the samples were grown, on the mechanical characteristics of the experimental samples was established. The data obtained in the course of the research will make it possible to obtain optimum parameters for the fabrication of structural-like elements of space systems by additive method using the technology of selective laser melting of metal-powder compositions.

The research was supported by the Russian Foundation for Basic Research within the framework of the scientific project No. 20-01-00517.

Применение корреляционного анализа при определении параметров стартовых комплексов наземного базирования

Ельчинская Н.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Космические ракетные комплексы (КРК) это уникальные объекты. Они различаются по классам и видам ракет и по принципам формирования облика КРК. Для разработки метода выбора технических параметров наземных КРК исследуем физические модели соответствующие существующим КРК. Модель содержит полнофакторные связи переменных. Для анализа входящих в сверхсложную модель параметров используем метод множественного корреляционного анализа.

Целью метода является определение влияния определённого фактора на моделируемый показатель. В модель включаются только независимые друг от друга факторы.

Проанализировав существующие КРК и характеристики ракет-носителей (РН) можно составить таблицу данных, содержащую информацию о семействе РН, модификации РН, массе полезной нагрузки (ПН), стартовой массе, вид стартового комплекса (СК), высота башни обслуживания, количество пусковых установок (ПУ).

Изучаемыми факторами примем значения массы ПН и стартовой массы ракеты космического назначения (РКН).

Обозначим: Выборка значений массы ПН - X_1 ; выборка значений стартовой массы РН - X_2 ; выборка значений высоты башни обслуживания - Y_1 ; выборка значений количества пусковых установок - Y_2 и определим степень связи между выборками X_1 и Y_1 , X_2 и Y_2 , X_2 и Y_1 рассчитав линейный коэффициент корреляции. Оценку наличия связи между двумя переменными проведем через t -статистику Стьюдента. Полученную величину критерия Стьюдента сравним с табличным значением с меньшими степенями свободы. Если расчетное значение меньше табличного, то величины X и Y независимы.

Результаты: очень слабый коэффициент корреляции получен у стартовой массы РН к количеству пусковых установок; слабый коэффициент корреляции получен у массы ПН к высоте башни обслуживания; умеренный коэффициент корреляции получен у стартовой массы РН к высоте башни обслуживания.

Расчетное значение меньше табличного и величины независимы, что подтверждает обоснованность использования в модели процесса определения параметров средств наземного обеспечения всех вышеуказанных факторов.

В случае графического отражения результатов определенно коэффициент корреляции растет на протяжении всего процесса выбора параметров СК и ТК.

Требуется увеличение количества рассматриваемых статистических данных, что позволит прогнозировать значения параметров СК и ТК для перспективных РКН.

Application of correlation analysis to determine parameters of ground-based launch complexes

Elchinskaya N.S.

MAI, Moscow, Russia

Space rocket launch complexes (SRLCs) are unique objects. They have difference in the classes and types of launch vehicles (LV) and in the principles of the formation of the form of SRLCs. To project method of selecting technical parameters of ground-based SRLCs, we study physical models coincided to existing SRLCs. The model contains full-factor connections of variables. To analyze the parameters included in the super-complex model, we use the method of multiple correlation analysis.

The purpose of the method is to determine the influence of a certain factor on the modeled indicator. The model includes only independent factors.

After analyzing the existing SRLCs and the characteristics of LV, we can fulfill a data table containing information on the LV family, LV modification, payload (PL), launch mass, launch complex type, the height of the service tower, the number of launchers (L).

The studied factors will be the values of the mass of the LV and the launch mass of the LV.

We sign: sample of values PL - X_1 ; sample of values of the launch mass of the LV - X_2 ; sample of the service tower height values - Y_1 ; sample of the values of the number of launchers - Y_2 and we determine a degree of relation between samples X_1 and Y_1 , X_2 and Y_2 , X_2 and Y_1 by calculating the linear correlation coefficient. We estimate the presence of a relation between two variables through the Student's t -statistics. The obtained value of the Student's criterion we compare with the tabular value with lower degrees of freedom. When the calculated value is less than the table value, then the X and Y values are independent.

Result: a very weak correlation between the launch mass and the number of launchers; a weak correlation between the payload and the height of the service tower; a moderate correlation between the launch mass of the LV and the height of the service tower.

In all three cases, the calculated value is less than the tabulated value and the values are independent, which confirms the validity of using all the above factors in the model for determining the parameters of ground support facilities.

In the case of a graphical presentation of the results, the correlation coefficient definitely increases throughout the process of choosing the parameters of the launch and technical complex.

More statistical data for consideration is required, that will make it possible to predict the parameters of launch and technical complex for perspective LV.

Особенности проектирования малых космических аппаратов системы оперативного мониторинга земной поверхности

Ермолаев В.И., Буксар М.Ю.

БГТУ «ВОЕНМЕХ», г. Санкт-Петербург, Россия

Одним из перспективных направлений применения малых космических аппаратов (МКА) является создание системы оперативного мониторинга (СОМ) земной поверхности. Такая система предназначена для быстрой организации информационного обеспечения районов природных или техногенных чрезвычайных ситуаций.

Для получения минимальной периодичности обзора требуемых районов земной поверхности МКА должны выводиться на квазисинхронные орбиты. Однако данные орбиты не позволяют обеспечить глобальность обзора. В связи с этим при изменении требуемого района наблюдения возникает необходимость выполнения маневров для изменения трассы МКА.

Повышение маневренных возможностей МКА приводит к необходимости решения проектно-динамической задачи в процессе их проектирования. Данная задача заключается в совместной оптимизации параметров маневренности, способов применения и способов маневрирования МКА с целью достижения максимальной эффективности решения задач информационного обеспечения.

Для решения указанной проектно-динамической задачи была разработана математическая модель процесса применения МКА, в основе которой лежат следующие положения. МКА выводят на квазисинхронные орбиты в рабочие точки, трассы которых проходят через требуемый район земной поверхности. При изменении района наблюдения МКА с помощью маршевых двигательных установок изменяют рабочие точки на квазисинхронных орбитах. Изменение рабочих точек приводит к смещению трасс космических аппаратов по долготе. За счет выбора значения величины смещения по аргументу широты обеспечивается прохождение трасс через новый заданный район наблюдения.

Исследования, проведенные на основании разработанной модели, показали, что предлагаемый способ применения МКА позволяет обеспечить переход к наблюдению любого района земной поверхности, широта которого не превышает наклонения орбит МКА. Смещение трассы в пределах межвиткового смещения в восточном и западном направлениях можно обеспечить за счет изменения аргумента широты МКА в пределах от -360° до 360° . Время перехода к наблюдению нового района зависит от взаимного расположения района наблюдения и плоскости орбиты МКА в момент поступления команды на изменение района наблюдения, от маневренных возможностей МКА, а также от широты района наблюдения.

Features of the design of small satellite for Earth's surface operational monitoring systems

Ermolaev V.I., Buksar M.Yu.

BSTU "VOENMEH", Saint-Petersburg, Russia

Creation of an Earth's surface operational monitoring systems is the one of the most promising areas of application of the small satellites. Such system is designed for rapid organization of information support for areas of natural or man-made emergencies.

To obtain the minimum periodicity of the observation of the required areas of Earth's surface, the small satellites are supposed to be launched into quasi-synchronous orbits. However, this type of orbits doesn't provide a complete view of the Earth's surface. In this respect when the required area of observation changes, it is necessary to perform maneuvers by the small satellite for the ground track changing.

An increasing of the maneuvering possibilities for small satellites leads to the need of solving the design-dynamic problem during the small satellites design. This problem is consist of joint

optimization of the maneuvering parameters, maneuvering methods and methods of application of small satellites in order to achieve the maximum efficiency in solving information support problems.

To solve the specified design-dynamic problem a mathematical model of the process of small satellites usage was developed. This model is based on the following provisions. Small satellites are supposed to be launched into quasi-synchronous orbits at the operating point, which ground track passes through the given area on the Earth's surface. To change the observation area the small satellite is changing its operating point on the quasi-synchronous orbit by means of using of satellites thrusters. Changing the operating point causes a shift of the ground track by longitude. Passing of the ground track through the new given area can be achieved by choosing the operating point's displacement by the argument of latitude.

Studies which were based on the developed mathematical model have shown that proposed method of small satellites usage allows a transfer to observation of any point on Earth's surface in which latitude is less than inclination of small satellite's orbit. The shift of the ground track within turn-to-turn shift can be provided by changing of small satellites argument of latitude within the range from -360° to 360° .

Модификация поверхности углеродного волокна с целью повышения прочности и жесткости углепластиков

Кривень Г.И.

МАИ, г. Москва, Россия

Для изготовления несущих конструкций и оборудования космических летательных аппаратов в последнее время широкое применение получил углепластик благодаря его малому весу и высоким прочностным свойствам. Углепластик состоит из двух фаз – углеродного волокна и полимерной матрицы. При проектировании углепластика определяется оптимальный состав полимерной матрицы, ориентация волокон и их объемное содержание. Это позволяет получить конструкционный материал с необходимыми функциональными свойствами, подходящими для определенных условий эксплуатации. Тем не менее, для разработчиков углепластика, на сегодняшний день важной задачей остается создание технологий, направленных на увеличение сдвиговой прочности. Одним из подходов улучшения адгезионных свойства и увеличения площади поверхности волокна, способствующего более эффективной передачи нагрузок между волокном и матрицей, и, как следствие, повышения сдвиговой прочности, на круговой поверхности углеродных волокон выращиваются специальные наноструктуры – вискерсы. Известны способы вискеризации углеродного волокна углеродными нанотрубками, экспериментальные исследования которых показали, что межфазная прочность модифицированного композитного материала при сдвиге превышает более чем в два раза межфазную прочность классического углепластика. Вискеризованный композит состоит из трех фаз – углеродного волокна, межфазного слоя, образованного углеродными нанотрубками и полимерной матрицей, и полимерной матрицы.

Использование метода трех фаз позволило разработать методы расчета жесткостных свойств вискеризованных композитных материалов, учитывающие геометрические и физические свойства элементов структуры. В зависимости от условий нагружения были получены выражения для определения напряжений и деформаций в каждой из фаз вискеризованного композита и был предложен метод оценки несущей способности модифицированного композита, согласно которому прочность композита определяется слабой фазой.

Численно-аналитические решения задач определения эффективных свойств модифицированных композитов, напряженно-деформированных состояний в элементах структуры модифицированных композитов и последующая оценка прочности модифицированных композитов, позволили оценить перспективы использования технологии вискеризации поверхности углеродных волокон и выявить критерии улучшения механических свойств таких композитов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Москвы в рамках научного проекта № 21-38-70008.

Modification of the carbon fiber surface to increase the strength and rigidity of the CFRP

Kriven G.I.

MAI, Moscow, Russia

For the manufacture of load-bearing structures and equipment for spacecraft, CFRP has recently been widely used due to its low weight and high strength properties. CFRP consists of two phases – carbon fiber and a polymer matrix. When designing CFRP, the optimal composition of the polymer matrix, the orientation of the fibers and their volumetric content are determined. This makes it possible to obtain a structural material with the required functional properties suitable for certain operating conditions. Nevertheless, for CFRP developers, today an important task is to create technologies aimed at increasing shear strength. One of the approaches to improve the adhesion properties and increase the fiber surface area, which contributes to a more efficient transfer of loads between the fiber and the matrix, and, as a consequence, to increase the shear strength, special nanostructures – whiskers – are grown on the circular surface of carbon fibers. Known methods of whiskering carbon fiber with carbon nanotubes, experimental studies of which have shown that the interfacial strength of the modified composite material at shear is more than twice the interfacial strength of classical carbon fiber. A whiskerized composite consists of three phases – carbon fiber, an interfacial layer formed by carbon nanotubes and a polymer matrix, and a polymer matrix.

The use of the three-phase method made it possible to develop methods for calculating the stiffness properties of whiskerized composite materials, taking into account the geometric and physical properties of structural elements. Depending on the loading conditions, expressions were obtained to determine the stresses and strains in each of the phases of the whiskerized composite, and a method was proposed for assessing the bearing capacity of the modified composite, according to which the strength of the composite is determined by the weak phase.

Numerical and analytical solutions to the problems of determining the effective properties of modified composites, stress-strain states in the structural elements of modified composites and the subsequent assessment of the strength of modified composites, made it possible to assess the prospects for using the technology of whiskering the surface of carbon fibers and to identify criteria for improving the mechanical properties of such composites.

The research was funded by RFBR and Moscow Government according to the project No. 21-38-70008.

Плоская катушка магнитной системы ориентации малого космического аппарата

Кургузов А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Космическим аппаратам для выполнения целевых задач требуется как управление движением в космическом пространстве, так и управление ориентацией. Если управление движением практически невозможно без затрат рабочего тела (не считая экзотических систем с солнечными парусами или применения гравитационных маневров), то для управления ориентацией могут использоваться системы, не требующие затрат рабочего тела. Известные способы основываются на гироскопическом эффекте и взаимодействии с различными полями, такими как магнитное и гравитационное.

На низких околоземных орбитах для управления ориентацией малых космических аппаратов может использоваться магнитная система, взаимодействующая с магнитным полем земли [2]. Управляющие моменты, создаваемые такой системой, зависят от площади магнитных катушек, что определяет их значительные размеры.

В последнее время активно развивается сегмент сверхмалых космических аппаратов класса CubeSat. Для аппаратов этого класса имеются жесткие ограничения в доступном объеме и располагаемой массе. Это приводит к высокой плотности размещения элементов. Имеющиеся требования формируют необходимость уменьшения габаритов катушек ориентации и поиска конструктивных решений, оптимизирующих использование полезного объема аппарата. Одним из перспективных решений является совмещение магнитных катушек с панелями крепления солнечных батарей. В этом случае магнитные катушки должны быть плоскими. Поэтому формирование конструкции магнитных катушек плоского типа имеет практическое значение.

Работы по спутниковой тематике, касающиеся конструкций элементов малых космических аппаратов, ведутся в Московском авиационном институте достаточно давно. В 2017 г. был запущен CubeSat «Искра-МАИ-85». В рамках решения задач по изучению магнитных систем ориентации в МАИ разработан стенд отработки систем ориентации и стабилизации МКА [1]. Имеется учебно-производственная база для подготовки специалистов по проектированию космических аппаратов, конструированию и интеграции их элементов и систем.

Литература:

1. Кувльков В.М., Глотов М.К., Юн Сон Ук. Отработка перспективных технологий маневрирования МКА в космическом эксперименте «Аэрокосмос–МАИ» // 3й Симпозиум «Современные проблемы создания российских малых космических аппаратов и их использования для решения социально-экономических и научных задач». Калуга, 18-19 сентября 2019 г.

2. Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С. Магнитные системы ориентации малых спутников. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. – 366 с.

Flat magnetic torque coil for small spacecraft attitude control system

Kurguzov A.V.

MAI, Moscow, Russia

Both space motion control and attitude control is required to perform targeted spacecraft missions. Motion control is practically impossible without flow out mass (with the exception of exotic systems with solar sails or the use of gravity assist maneuvers), but attitude change can be performed without flow out mass. The known methods are based on the gyroscopic effect and interaction with various fields, such as magnetic and gravitational.

In low Earth orbits, a magnetic system interacting with the earth's magnetic field can be used to control the attitude of small spacecraft [2]. The control moments created by such a system depend on the area of the magnetic coils, which determines their significant size.

Recently, the segment of ultra-small spacecraft of the CubeSat class has been actively developing. For devices of this class, there are severe restrictions on the available volume and weight. This results in a high density of elements pack. The existing requirements form the need to reduce the dimensions of the orientation coils and searching for design solutions that optimize the use of the useful satellite volume. One of the promising solutions is to combine magnetic coils with solar panels. In this case, the magnetic coils must be flat. Therefore, the design of flat-type magnetic coils is of practical importance.

Work on satellite topics, in particular, concerning the design of elements of small spacecraft, has been carried out at Moscow Aviation Institute for a long time. So, in 2017, the Iskra-MAI-85 CubeSat was launched. Within the framework of solving problems on the study of magnetic attitude control systems at the Moscow Aviation Institute, a stand has been developed for testing the attitude and stabilization systems of small spacecraft [1]. There is an educational and production base for training specialists in spacecraft design, design and integration of their elements and systems.

References:

1. Kulkov V.M., Glotov M.K., Yoon Sung Wook. Development of promising technologies for maneuvering small spacecraft in the space experiment “Aerokosmos-MAI” // 3rd Symposium “Modern problems of creating Russian small spacecraft and their use for solving socio-economic and scientific problems”. Kaluga, September 18-19, 2019.

2. Ovchinnikov M.Yu., Penkov V.I., Roldugin D.S., Ivanov D.S. Magnetic attitude control systems for small satellites. – М.: IPM im. M.V. Keldysh, 2016, – 366 p.

Применение спутниковой радионавигационной системы для коррекции бортовых автономных инерциальных систем воздушных судов

Маркелов В.В., Гурьянов А.В., Шукалов А.В., Костишин М.О.

АО «ОКБ «Электроавтоматика», г. Санкт-Петербург, Россия

Представлены алгоритмы использования информации спутниковой радионавигационной системы для коррекции параметров автономных инерциальных систем из состава бортового

комплекса воздушного судна. К корректируемым параметрам бортовой инерциальной системы относятся линейные и угловые параметры положения системы в пространстве, линейные и угловые скорости ее перемещения. Рассмотрены два реализуемых режима коррекции параметров инерциальной системы: режим наземной коррекции и режим коррекции в полете.

Режим наземной коррекции параметров инерциальной системы включает в себя коррекцию линейных скоростей системы, дрейфов по угловым скоростям и линейным ускорениям, а также коррекцию положения системы в азимуте. В качестве исходных данных используются измерения скоростей, формируемые спутниковой радионавигационной системой, а также условия, определяемые нахождением воздушного судна на земной поверхности и включающие в себя двухмерность перемещений и стабильность углового положения инерциальной системы в геодезической системе координат. Коррекция осуществляется на расчетном интервале времени, позволяющем получить необходимую достоверность оценки определяемых параметров.

Режим коррекции параметров инерциальной системы по информации спутниковой радионавигационной системы в полете обеспечивает повышение точностных характеристик автономного счисления. Режим включает в себя коррекцию линейных скоростей инерциальной системы, а также дрейфов по угловым скоростям и линейным ускорениям. В качестве исходных данных используются значения геодезических координат, измеряемых спутниковой радионавигационной системой. Режим основан на определении ошибки расчета координат местоположения объекта контуром автономного счисления с последующим выделением поправок по дрейфам инерциальной системы, позволяющих осуществлять компенсацию данной ошибки на последующем этапе полета. Коррекция осуществляется на расчетном интервале времени, позволяющем получить статистическую достоверность результатов оценки определяемых параметров.

Приведены результаты отработки алгоритмов коррекции параметров бортовых автономных инерциальных систем по информации спутниковой радионавигационной системы на испытательном стенде с оценкой их точностных характеристик. Представлены рекомендации по использованию алгоритмов в бортовых комплексах воздушных судов.

Application of satellite radio navigation system for correction of on-board autonomous inertial systems of aircraft

Markelov V.V., Gurjanov A.V., Shukalov A.V., Kostishin M.O.

Design Bureau "Electroavtomatika", Saint-Petersburg, Russia

Algorithms for using the information of the satellite radio navigation system for correcting the parameters of autonomous inertial systems from the onboard complex of the aircraft are presented. The corrected parameters of the onboard inertial system include linear and angular parameters of the system's position in space, linear and angular velocities of its movement. Two realizable modes of correction of the parameters of the inertial system are considered: the ground correction mode and the in-flight correction mode.

The ground-based correction mode for the parameters of an inertial system includes the correction of the system's linear velocities, angular velocity drifts, and linear accelerations, as well as the correction of the system's position in azimuth. As the initial data, the velocity measurements generated by the satellite radio navigation system are used, as well as the conditions determined by the aircraft's location on the earth's surface and including the two-dimensionality of the movements and the stability of the angular position of the inertial system in the geodetic coordinate system. The correction is carried out at the calculated time interval, which allows us to obtain the necessary reliability of the assessment of the determined parameters.

The mode includes the correction of the linear velocities of the inertial system, as well as the drift of angular velocities and linear accelerations. As the initial data, the values of geodetic coordinates measured by the satellite radio navigation system are used. The mode is based on the determination of the error in calculating the coordinates of the object's location by the autonomous number contour, followed by the allocation of corrections for the drifts of the inertial system, which allow for compensation for this error at the subsequent stage of the flight. The correction is carried

out at the calculated time interval, which allows us to obtain statistical reliability of the results of the evaluation of the determined parameters.

The results of working out algorithms for correcting the parameters of on-board autonomous inertial systems based on information from the satellite radio navigation system on a test stand with an assessment of their accuracy characteristics are presented. Recommendations on the use of algorithms in aircraft onboard systems are presented.

К вопросу о выборе структуры теплозащитного материала аппарата, работающего в условиях экстремальных температур

Маскайкин В.А., Махров В.П.

МАИ, г. Москва, Россия

Для обеспечения теплозащиты конструкций, оборудования, аппаратов, работающих в экстремально низких, высоких температурах используются различные материалы. Такие как минеральные, стекловолоконистые, полимерные и др. Так же материалы делятся по структурам, таких как рыхловолоконистые, стеганные, плетенные, формованные и тканые и др.

В данной работе для обеспечения теплозащиты рассматриваются слоистые материалы. Целью исследования слоистого материала является получение такого вида его структуры, который отвечает требованиям прочности, малой массы, объема и высоких показателей теплоизоляции для использования в конструкциях, оборудованных и аппаратов работающие в экстремально низких или высоких температурах.

Для решения данной задачи проводились исследования теплопроводности неоднородных материалов. Исследовались различные структуры построения комбинаций материалов и их зависимости характеристик теплопроводности относительно структурного распределения.

Актуальность данной работы заключается в получении универсальности характеристик слоистого материала, отвечающей всем вышеперечисленным типам теплоизоляции, но имеющих высокую прочность, малую массу и объём, высокий показатель теплоизоляции при различных видах теплопередачи.

Исследования теплопроводности слоистых материалов проводились численным методом в нестационарном режиме при различных видах теплопередачи. Результаты исследования показывают, что для получения высоких показателей теплоизоляции слоистого материала характерно взаимодействие материалов, имеющих противоположные характеристики теплопередачи. Вследствие чего были определены оптимальные параметры по массовым и объёмным характеристикам, а также структурным распределениям слоев материалов. Если рассматривать теплопроводность сплошного материала, имеющего пористую структуру (материал включает в себя противоположные характеристики теплопередачи двух сред), то по сравнению с слоистым материалом, пористый имеет более низкие показатели теплопередачи. Если рассматривать конструкцию со слоистым материалом в среде с сильно разреженным газом, то в отдельных слоях слоистого материала, которые слабо соприкасаются между собой, практически нет процесса теплопередачи.

On the question of choosing the structure of a heat-shielding materials of the vehicle that works under extreme temperatures

Maskaykin V.A., Mahrov V.P.

MAI, Moscow, Russia

To provide heat shield of designs, equipment, vehicles that work in extremely low and high temperatures use a variety of materials. Such as mineral, fiberglass, polymer and others. Also, materials are divided into structures, such as friable, quilted, wicker, molded and woven and other.

In that work discusses layered materials to ensure heat shield. The purpose of the study of the laminated material is to obtaining this kind of its structure, which meets the requirements of strength, light weight, volume and high-performance thermal insulation for use in designs, equipment, vehicles that work in extremely low or high temperatures.

To solve this problem, studies of the thermal conductivity of inhomogeneous materials were carried out. We studied the distribution patterns different combinations of materials and their characteristics depending on the structural distribution.

The relevance of this work lies in obtaining the versatility of the characteristics of the laminated material that meets all of the above types of thermal insulation, but has high strength, light weight, volume and high-performance thermal insulation with various types of heat transfer.

Studies of the thermal conductivity of layered materials were carried out by a numerical method in a non-stationary mode with various types of heat transfer. Research results show that to obtain high performance indicators of thermal insulation of laminated materials the interaction of materials that have opposite heat transfer characteristics is characteristic. As a result, the optimal parameters for the mass and volumetric characteristics were determined, as well as structural distribution of material layers. If we consider the thermal conductivity of a porous material that has a porous structure (the material includes the opposite heat transfer characteristics of the two media), then compared to laminated material, porous has lower heat transfer rates. If we consider a design with laminated material in an environment with a highly discharged gas, then in separate layers of laminated material, which are weakly in contact with each other, there is practically no heat transfer process.

Проектный анализ характеристик перспективного малоразмерного космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Махаева М.М., Ламзин В.А., Ламзин В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время проводятся работы по модернизации существующих и созданию перспективных космических систем (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для удовлетворения возрастающих требований потребителей космической информации, расширяются функциональные возможности систем. В докладе предложен проект МКА ДЗЗ, позволяющий по сравнению с существующими прототипами увеличить количество решаемых аппаратом тематических задач за счет улучшения разрешающей способности ЦСА при проведении орбитальных маневров.

Рассматривается вариант перспективного МКА «ныряющего» типа с возможностью изменения своей орбиты от начальной солнечно-синхронной на промежуточную орбиту с меньшим значением высоты, что позволяет улучшить выходные характеристики аппарата, позволяющие решать новые тематические задачи. Приведена постановка задачи и методы её решения. Разработана методика, включающая модели и алгоритмы, позволяющая определить рациональные характеристики подсистем и МКА при заданных ограничениях. Проектная модель оценки характеристик МКА состоит из двух составляющих: динамической и конструктивно-массовой. Динамическая составляющая проектной модели описывает изменение масс топлива и комбинированной двигательной установки (КДУ) в зависимости от характеристической скорости. Конструктивно-массовая – описывает массу подсистем и МКА в целом. При разработке проектной модели рассматривается состав МКА, устанавливается связь массогабаритных и энергетических характеристик аппарата от параметров его подсистем. На начальном этапе проектных работ, когда нет необходимых данных в полном объеме, используется опыт реализации аналогичных проектов. Критерием эффективности при решении данной задачи является минимум массы МКА. Варьируемыми параметрами являются характеристики орбиты, КДУ и энергетической системы. Представлен проектный анализ характеристик перспективного МКА. Проведены исследования влияния внешних связей на характеристики аппарата.

Результаты проектного анализа и проведенных исследований могут быть использованы для детального анализа эффективности перспективных МКА ДЗЗ с целью прогнозирования их развития и расширения области применения.

Design analysis of the characteristics of a promising small spacecraft for earth remote sensing

Makhaeva M.M., Lamzin V.A., Lamzin V.V.

MAI, Moscow, Russia

Currently, work is underway to modernize existing and create advanced space systems (SS) for Earth remote sensing (ERS) to meet the increasing requirements of space information consumers, expanding the functionality of the systems. The report proposes an ERS small spacecraft project, which allows, in comparison with the existing prototypes, to increase the number of thematic tasks solved by the apparatus by improving the resolution of the TIE during orbital maneuvers.

A variant of a promising "diving" type small spacecraft with the ability to change its orbit from the initial sun-synchronous orbit to an intermediate orbit with a lower altitude is considered, which improves the output characteristics of the spacecraft, allowing to solve new thematic problems. The formulation of the problem and methods of its solution are given. A technique has been developed, including models and algorithms, which makes it possible to determine the rational characteristics of subsystems and SSC under given constraints. The design model for assessing the characteristics of small spacecraft consists of two components: dynamic and structural-mass. The dynamic component of the design model describes the change in the masses of the fuel and the combined propulsion system (CPS) depending on the characteristic speed. Constructive mass – describes the mass of subsystems and SSC as a whole. When developing the design model, the composition of the small spacecraft is considered, a connection is established between the mass, size and energy characteristics of the apparatus and the parameters of its subsystems. At the initial stage of design work, when the necessary data is not available in full, the experience of implementing similar projects is used. The criterion of efficiency in solving this problem is the minimum mass of the small spacecraft. The variable parameters are the characteristics of the orbit, CPS and the energy system. A design analysis of the characteristics of a promising small spacecraft is presented. Studies of the influence of external relations on the characteristics of the apparatus were carried out.

The results of the design analysis and the studies carried out can be used for a detailed analysis of the effectiveness of promising ERS small spacecraft in order to predict their development and expand the scope of application.

Анализ устойчивости к отказам пилотируемых космических аппаратов

Милованов В.А.

РКК «Энергия», г. Королёв, Россия

К пилотируемым космическим аппаратам предъявляются высокие требования по вероятности выполнения программы полёта. К модулям российского сегмента Международной Космической Станции и кораблям, выполняющим полёты к станции, также предъявляются требования к отказоустойчивости – когда один отказ в системе изделия не должен препятствовать выполнению программы полёта, а два отказа – безопасному возвращению экипажа на Землю. Эти требования должны быть согласованы между собой. В качестве основы такого согласования может служить анализ видов, последствий и критичности отказов, который должен позволить выявить повышенную с точки зрения требований надёжности устойчивость к отказам. В докладе будут рассмотрены задачи наземной экспериментальной отработки и заводских контрольно-проверочных испытаний по предотвращению отказов в полете кораблей. Показан подход к статистическому анализу замечаний и отказов, выявленных в процессе полета корабля, позволяющий дать независимую оценку эффективности испытаний по предотвращению отказов в полете. Выявление повышенной устойчивости к отказам может служить основанием для оптимизации конструкции изделия путём исключения избыточного резервирования в схеме надёжности. Такой подход может быть реализован при условии планирования и проведения наземной экспериментальной отработки, обеспечения эффективности работ по выявлению и устранению отказов в ходе отработки, заводских контрольных испытаний и подготовки изделий к пуску, недопущения в полёт изделий с неустранёнными отказами.

Analysis of failure resistance of manned spacecraft

Milovanov V.A.

RSC "Energia", Korolev, Russia

Manned spacecraft have high requirements for the probability of completing the flight program. The modules of the Russian segment of the International Space Station and the ships performing flights to the station also have requirements for fault tolerance - when one failure in the system of the product should not interfere with the implementation of the flight program, and two failures - the safe return of the crew to Earth. These requirements must be consistent with each other. As a basis for such coordination, an analysis of the types, consequences and criticality of failures can serve, which should allow us to identify increased resistance to failures in terms of reliability requirements. The report will consider the tasks of ground-based experimental testing and factory control and verification tests to prevent failures in the flight of ships. An approach to the statistical analysis of observations and failures detected during the flight of the ship is shown, which allows to give an independent assessment of the effectiveness of tests to prevent failures in flight. The identification of increased resistance to failures can serve as a basis for optimizing the design of the product by eliminating excessive redundancy in the reliability scheme. Such an approach can be implemented under the condition of planning and conducting ground-based experimental testing, ensuring the effectiveness of work on identifying and eliminating failures during testing, factory control tests and preparing products for launch, and preventing products with non-eliminated failures from flying.

Аддитивные технологии при производстве космических аппаратов

Орехов А.А., Рабинский Л.Н.

МАИ, г. Москва, Россия

Распространение и развитие цифровых технологий проектирования (CAD), моделирования и расчетов (CAE), механической обработки (CAM) дало стимул развитию аддитивных технологий, которые сейчас активно используются во многих областях промышленности. Трехмерная печать позволяет получать изделия практически любой формы из данных 3D-модели путем объединения материала, как правило, слой за слоем в отличие от «вычитающих» производственных технологий.

Для аэрокосмической промышленности важно и необходимо развивать сложный процесс аддитивного производства, чтобы получаемые изделия соответствовали строгим требованиям отрасли и гарантировали необходимый уровень механических характеристик, как при традиционных методах производства.

Трехмерная печать используется для изготовления таких элементов и частей космических аппаратов как камеры сгорания, узлы реактивных двигателей, корпуса для электроники, части охлаждающих агрегатов и пр.

Однако, при изготовлении деталей методами аддитивных технологий необходимо учитывать параметры технологического процесса, так как они оказывают влияние на физико-механические свойства готового изделия. Для минимизации поводов требуется создание оптимальной компоновки изделий в камере 3D принтера. При спекании металлопорошковой композиции, образующаяся в ходе движения подвижного источника теплового или электронного излучения ванна расплава, вызывает градиент температур, что в свою очередь оказывает влияние на величину остаточных напряжений в рамках слоя детали и может иметь накопительный эффект и распространяться на уже спеченные слои. Тем самым возникает необходимость в подборе оптимальных параметров процесса трехмерной печати и создание аналитических и численных методов расчетов термонапряженного состояния изделий, полученных методами аддитивных технологий.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90142.

Additive technologies in spacecraft production

Orekhov A.A., Rabinskiy L.N.

MAI, Moscow, Russia

The spread and development of digital design (CAD), simulation and computation (CAE), and machining (CAM) technologies has spurred the development of additive technologies, which are now actively used in many industries. Three-dimensional printing makes it possible to obtain products of almost any shape from 3D model data by combining material, usually layer by layer, as opposed to "subtractive" manufacturing techniques.

It is important and necessary for the aerospace industry to develop a sophisticated additive manufacturing process to ensure that the resulting products meet the stringent requirements of the industry and guarantee the required level of mechanical performance as if they were obtained using traditional manufacturing methods.

3D printing is used to manufacture elements and parts of spacecraft such as combustion chambers, jet engine assemblies, electronics housings, parts of cooling units, etc.

However, when manufacturing parts by methods of additive technologies, it is necessary to take into account the parameters of the technological process, as they affect the physical and mechanical properties of the final product. In order to minimize deviations, it is necessary to create an optimal layout of the products in the 3D printer chamber. During sintering of the metal powder composition in the course of movement of the moving source of thermal or electronic radiation a temperature gradient is formed, which in turn affects the amount of residual stress within the layer of the part and can have an accumulative effect and spread to the already sintered layers. Thus, there is a need to select the optimal parameters of the 3D printing process and to create analytical and numerical methods for calculating the thermal stress state of products obtained by additive manufacturing methods.

Acknowledgments: The reported study was funded by RFBR, project number 19-31-90142.

Оценка полосы частот и пропускной способности трактов перспективной низкоорбитальной системы связи

Пичугин С.Б.

РКК «Энергия», г. Королёв, Россия

Рассматривается низкоорбитальная система связи (НОСС), включающая N спутников-ретрансляторов с функцией маршрутизации сообщений на борту (СРФМ), расположенных в m орбитальных плоскостях, по n СРФМ в плоскости [1]. Межспутниковые тракты (МСТ) между СРФМ реализованы по гексагональной схеме – так, что СРФМ поддерживает связь с двумя ближайшими к нему СРФМ в плоскости соседней орбиты. Предложено считать, что сценарием, при котором рассматриваемая НОСС ещё сохраняет связность, является выход из строя всех СРФМ в одной орбитальной плоскости, за исключением одного. В таком сценарии НОСС реализуется в виде двух полусфер, связь между которыми осуществляется через единственный работоспособный СРФМ. Цель исследования – оценить резерв пропускной способности и соответствующий диапазон частот МСТ для СРФМ.

В целом, для оценки полос частот и пропускной способности абонентских трактов и МСТ, предложена методика, включающая следующие шаги:

- Шаг 1: назначение полосы частот абонентского тракта (АТ) СРФМ и доли потерь информации при передаче от абонента к абоненту.
- Шаг 2: расчёт пропускной способности АТ по назначенной полосе частот.
- Шаг 3: расчёт пропускной способности МСТ с резервом, заданным по сценарию с единственным работоспособным СРФМ в орбитальной плоскости.
- Шаг 4: расчёт полосы частот для МСТ с учётом резерва пропускной способности.

Соотношения для оценки резерва пропускной способности и оценки полосы частот МСТ были получены при следующих ограничениях и допущениях ([2] и [3]):

- нагрузка, генерируемая от АТ одного СРФМ мала по отношению к нагрузке на НОСС;
- нагрузки от СРФМ вовне и внутрь полусферы НОСС равны;
- шум в МСТ и в АТ соответствует порогу квантования сигнала;
- мощность сигнала в МСТ и АТ мала и стремится к нулю;

- инерционность источника сообщений, поступающих в канал, отсутствует;
- скорость передачи источника сообщений равна пропускной способности канала;
- поток сообщений в МСТ и АТ является простейшим, длительность сообщений в потоке распределена по показательному закону.

Работоспособность методики проверена на примере, в котором НОСС включала $N = 98$ СРФМ на $m = 7$ орбитах по $n = 14$ СРФМ на орбите. Полученные по предлагаемой методике результаты показали, что ширину полосы частот для МСТ для перспективной НОСС следует задавать в интервале 18 – 19 ГГц, при этом отмечено, что для реализации МСТ следует рассматривать как радио-, так и оптический диапазоны [5].

Bandwidth and Baud Rate Evaluation for Links in proposed LEO Communication System

Pichugin S.B.

RSC “Energia”, Korolev, Russia

LEO Communication System (LEOCS) is considered, comprising N relay satellites with routing functionality (RSRF) of messages on-board, these positioned in m orbital planes, by n RSRFs per plane [1]. Intersatellite links (ISLs) between RSRFs are made by hexagonal scheme – that is each RSRF links the two closest RSRFs in neighboring orbital plane. Assumed the scenario with all but one RSRFs in one plane are faulty, but the LEOCS still keeps its operational connectivity. As per the scenario, LEOCS can be presented as two semi-spheres communicating through one operational RSRF. Therefore, the investigation is aimed to evaluate a backup for baud rate for ISL of RSRF and bandwidth for the ISL.

To evaluate a reserve for baud rate and bandwidth for ISL of RSRF, a technique is proposed, having steps as follows:

- Step 1: setting desired value of RSRF Subscriber Link (SL) bandwidth and data loss rate for subscriber – to subscriber data transmission.
- Step 2: calculation of baud rate of SL in accordance with SL bandwidth.
- Step 3: calculation of backup for baud rate of ISL as per the scenario with single operational RSRF in orbital plane.
- Step 4: calculation of bandwidth for ISL, assuming the baud rate backup is included.

Formulae for evaluation of baud rate backup and of relevant bandwidth for ISL have been received at assumptions as follows ([2] и [3]):

- traffic load, generated by SL of RSRF is small against the one of LEOCS;
- traffic load from RSRF outside and within semi-sphere of LEOCS are equal;
- noise inside ISL or SL channel corresponds to quantification threshold of signal inside the channel;
- signal power in ISL or SL is small and tends to zero;
- inertia of source of messages entering the channel does not exist;
- baud rate of the source of messages equals the one of the channel;
- message flow inside ISL or SL is simple and message duration in the flow is distributed by exponential law.

Operability of the technique proposed have been tested on the sample LEOCS having $N = 98$ RSRFs by $m = 7$ orbits, by $n = 14$ RSRFs per orbit.

The results have been obtained as per the technique proposed show that ISL bandwidth for the proposed LEOCS could be preferably set within the interval of 18 – 19 GHz, and it was also noted that for ISL implementation both radio and optical ranges to be considered [5].

Применение динамической модели малого космического аппарата в обучающем процессе

Пичужкин П.В., Хамадов Р.Р., Федонин Д.А., Коротков А.И.

МАИ, г. Москва, Россия

Искусственные спутники осуществляют широкий спектр задач в космосе и на Земле. При производстве малых спутников возникают сложные задачи, сопоставимые со сложностями, возникающих при создании больших аппаратов. Увеличение количества спутников и постоянное расширение их группировок частными и государственными компаниями, рождает

потребность в более глубоком обучении студентов, повышения их не только теоретической базы знаний, но и практической. Это позволило бы сократить время профессиональной интеграции студентов при трудоустройстве на предприятия. Наиболее оптимальным производством спутников является конвейерная сборка из стандартных унифицированных компонентов. Данный метод позволяет существенно уменьшить затраты на разработку КА для выполнения спутником задач ДЗЗ, навигации, связи и т.п. Данный обучающий процесс подразумевает интеграцию с методологией конвейерного производства КА.

Обучающий процесс заключается в работе с моделью имитатором спутника, а именно в твердотельном моделировании на программных комплексах САД, численном моделировании массово-габаритных составляющих модели, разработки циклограммы работы бортовых систем спутника, разработки программного обеспечения модели для выполнения спутником целевой задачи, изготовление кабельной сети, сборки модели, проведением автономных и комплексных испытаний (функциональных и механических), проведения сеансов связи со моделью спутника, обеспечение выполнения целевой задачи спутником, получение данных от целевой аппаратуры, дальнейшем моделировании механики космического полета спутника и расчета его стоимостных характеристик.

Обучаемая команда состоит из трех участников:

- Системным инженером рассчитываются количество сеансов съемки, количество сеансов связи, оценены циклограммы работы спутника на орбите с учетом полученных исходных данных. Рассчитывается электрическая сеть КА. Производится стоимостная оценка производства КА.
- Инженер-конструктор выполняет в САД системах корректировку сборки и разрабатывает 3D-модели аппарата с последующей ее сборкой.
- Программист разрабатывает бортовое программное обеспечение для выполнения КА целевой функции и реализовывал циклограмму работы во время комплексных испытаний КА. Проводит автономные и комплексные испытания

Application of a dynamic model of a small satellite in the teaching process

Pichuzhkin P.V., Hamadov R.R., Fedunin D.A., Korotkov A.I.

MAI, Moscow, Russia

Artificial satellites carry out a wide range of missions in space and on Earth. In the production of small satellites, complex tasks are used, comparable to the difficulties that arise in the creation of large vehicles. The increase in the number of satellites and the constant expansion of their groupings of state enterprises creates a need for deeper training of students, increasing their not only theoretical base, but also practical. This reduces the time of professional integration of students in employment at the enterprise. The most optimal production of satellite conveyor belt assembly from standard standard components. This method of minimizing the cost of spacecraft to perform satellite remote sensing tasks, navigation, communications, etc. This training process implies integration with the methodology of the conveyor production of spacecraft.

The training process consists in working with a model of an ERS satellite simulator, namely in solid-state modeling on CAD software systems, numerical modeling of the mass-dimensional components of the model, development of a cyclogram of the operation of satellite on-board systems, development of model software for the task, production of a cable network, models assembly, autonomous and complex tests (functional and mechanical), conducting communication sessions with a satellite model, performing tasks by a satellite, receiving data from target vehicles, further modeling the mechanics of a satellite's space flight and calculating its cost characteristics.

Teaching team consists of three members:

- The system engineer calculates the number of sessions, the number of communication sessions, the estimated cyclograms of the satellite's operation in orbit, taking into account the received initial data. The electrical network of the spacecraft is calculated. Cost estimation of spacecraft production is made.
- The design engineer of the assembly in the CAD system of the system corrected and developed 3D models of the system with its assembly.

- The programmer develops the onboard software for performing functions and implements the work sequence during complex tests of the spacecraft. Conducts autonomous and complex tests.

Исследование эффектов межслоевого сдвига в металлополимерных композитах методом корреляции цифровых изображений

Прокудин О.А., Соляев Ю.О., Бабайцев А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Приведены результаты испытаний на трехточечный изгиб образцов композиционного материала аломостеклопластика со структурой 9/8 (9 слоев алюминий-литиевого сплава AL-Li 1420 и 8 слоев однонаправленного стеклопластика) с продольным и поперечным армированием. Исследованы особенности концентрации деформаций межслоевого сдвига в структуре материала. Экспериментальные исследования проведены с использованием метода корреляции цифровых изображений для анализа характера распределения деформаций в структуре образцов. Результаты испытаний сопоставлены с расчетами, в которых учтена возможность возникновения пластических деформаций, как в слоях алюминия, так и в слоях стеклопластика (при межслоевом сдвиге). Показано, что для образцов небольшого удлинения, возникает интенсивная концентрация пластических сдвиговых деформаций в слоях стеклопластика. Установлено существенное влияние наблюдаемых эффектов на упругопластическое поведение образцов СИАЛ и на кажущуюся межслоевую прочность. Также обнаружены дополнительные эффекты, связанные с растрескиванием матрицы в слоях стеклопластика с поперечной ориентацией армирующих волокон.

Выявлено, что эти эффекты связаны с нормальными растягивающими напряжениями, реализующимися при трехточечном изгибе. Показано, что данные эффекты влияют на несущую способность образцов. Подобрано оптимальное удлинение образцов (отношение длины образца к его толщине), которое рекомендовано использовать для оценки межслоевой прочности аломостеклопластика при проектировании конструкций летательных аппаратов.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (грант 17-79-20105) в МАИ.

Investigation of the effects of interlaminar shear in metal-polymer composites by the method of correlation of digital images

Prokudin O.A., Solyaev Yu.O., Babaytsev A.V.
MAI, Moscow, Russia

The results of tests for three-point bending of samples of a composite material of alumina-fiberglass with a 9/8 structure (9 layers of aluminum-lithium alloy AL-Li 1420 and 8 layers of unidirectional fiberglass) with longitudinal and transverse reinforcement are presented. The features of the concentration of interlayer shear strains in the structure of the material are investigated. Experimental studies were carried out using the method of correlation of digital images to analyze the nature of the distribution of deformations in the structure of the samples. The test results are compared with calculations that take into account the possibility of plastic deformations, both in aluminum layers and in fiberglass layers (with interlayer shear). It is shown that for samples of small elongation, an intense concentration of plastic shear deformations occurs in the layers of fiberglass.

It was revealed that these effects are associated with normal tensile stresses that occur during three-point bending. It is shown that these effects affect the bearing capacity of the samples. The optimal elongation of the samples (the ratio of the length of the sample to its thickness) was selected, which is recommended to be used to assess the interlayer strength of alumina-fiberglass in the design of aircraft structures.

This work was supported by the Russian Science Foundation under grant 17-79-20105 issued to Moscow Aviation Institute.

Тепломассообмен в окрестности критической точки затупленного конуса при гиперзвуковом обтекании космических аппаратов

Рабинский Л.Н., Тушавина О.В.

МАИ, г. Москва, Россия

В работе на основе применения переменных Дородницына–Лиза системы уравнений динамического, теплового и диффузионного пограничных слоев приведены к системам обыкновенных дифференциальных уравнений, линеаризация которых позволила получить приближенно-аналитические решения теплогазодинамических характеристик в окрестности критической точки затупленного конуса (и в самой критической точке) при гиперзвуковом обтекании. В окрестности критической точки между ударной волной и затуплением газодинамическое течение – несжимаемое, но с большими продольными составляющими градиента давления и скорости, превышающими сами давления и скорость.

Получены явные формулы для конвективных тепловых и диффузионных потоков и температур на стенке для химически реагирующего пограничного слоя. Исследованы влияние на тепловые потоки и температуры поверхности каталитичности материала поверхности на основе полученных численных результатов по распределению энтальпий и концентраций, а также влияние на теплообмен изучения и теплопроводности тела в широком диапазоне чисел Маха набегающего потока и высот полета. Полученные решения с достаточной степенью точности описывает тепломассообмен в окрестности критической точки затупленного конуса при гиперзвуковом обтекании космических аппаратов. Приводятся результаты расчетов.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ проект № 20-08-00880А.

Heat and mass transfer in the vicinity of the critical point of the blunted cone in hypersonic spacecraft flowing

Rabinskiy L.N., Tushavina O.V.

MAI, Moscow, Russia

Based on the application of Dorodnitsyn-Leese variables, the systems of equations of the dynamic, thermal and diffusion boundary layers are reduced to systems of ordinary differential equations, the linearization of which allowed us to obtain approximate analytical solutions of the heat and gas dynamic characteristics in the vicinity of the critical point of the blunted cone (and at the critical point itself) in hypersonic flowing. In the vicinity of the critical point between the shock wave and blunted cone, the gas dynamic flow is incompressible, but with large longitudinal components of the pressure and velocity gradient, exceeding the pressure and velocity themselves.

Explicit formulas for convective heat and diffusion fluxes and temperatures on the wall for chemically reacting boundary layer are obtained. The influence on the heat fluxes and surface temperatures of the catalytic surface material on the basis of the obtained numerical results on the distribution of enthalpies and concentrations, as well as the influence on the heat transfer of the body study and thermal conductivity in a wide range of Mach number of the incoming flow and flight heights have been investigated. The obtained solutions describe with a sufficient degree of accuracy the heat and mass transfer in the vicinity of the critical point of the blunted cone during hypersonic flowing of spacecraft. The results of calculations are presented.

Acknowledgments: the reported study was funded by RFBR, project number 20-08-00880A.

Байпасное устройство системы генерирования электроэнергии для малых космических аппаратов

Савилкин С.Б., Мацыкин С.В., Осипов В.В., Савилкина О.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Основными вариантами реализации байпасного устройства являются электромеханические устройства на основе коммутируемых контактов. Для реализации задачи исключения элемента необходимо две контактные группы К1 и К2.

Предлагаемое байпасное устройство содержит следующие принципиальные отличия от существующих:

- Принципиальное исключение одновременного срабатывания контактов К1 и К2. Контакт К2 замыкается позже размыкания К1.

- Появляющийся промежуток времени, в течение которого последовательная цепь батареи разрывается, исключается путем шунтирования батареи целиком конденсаторной емкостью, которая выбирается исходя из того, чтобы запасенная энергия была достаточна для питания потребителей в течении времени переключения.

Также отличием является тип привода, который обеспечивает механическое перемещение контактов. Предлагается использование электродвигателя в качестве механического привода (общего на все байпасное устройство). Индивидуальное управление каждой контактной группой (по числу элементов в батарее) обеспечивается исполнительным устройством в виде маломощных электромагнитов.

Устройство будет представлять собой электродвигатель, вращающийся вал которого имеет длину, определяемую суммарной длиной батареи. Напротив каждого элемента расположена контактная группа из пары контактов K1 и K2 (в виде одного переключаемого контакта). Контактные группы приводятся в действие эксцентрическими кулачками, которые посажены на единый вал. Кулачки принципиально не имеют жесткой фиксации на валу, а имеют некоторое трение с валом. В исходном положении электродвигатель выключен, вал не вращается, кулачки зафиксированы от проворачивания якорями электромагнитов, которые входят в пазы кулачков.

При необходимости отключения некоторого элемента запускается электродвигатель, вал начинает вращаться и в обмотку электромагнита (для необходимого элемента) подается ток. Якорь притягивается и освобождает соответствующий кулачок, который начинает угловое движение под действием момента трения с валом. Повернувшись на некоторый угол, кулачок переключает контактную группу, после чего фиксируется в новом положении при попадании якоря электромагнита во второй паз кулачка. Обмотка якоря к тому времени обесточена. Аналогичным образом можно вернуть контактную группу в исходное положение.

Power Generation System Bypass Device for small spacecraft

Savilkin S.B., Matsykin S.V., Osipov V.V., Savilkina O.A.

MAI, Moscow, Russia

The main options for implementing a bypass device are electromechanical devices based on switched contacts. To implement the task of excluding an element, you need two contact groups K1 and K2.

The proposed bypass device contains the following fundamental differences from the existing ones:

- The principle exclusion of simultaneous operation of contacts K1 and K2. Contact K2 closes after opening K1.
- The resulting time interval during which the serial circuit of the battery breaks is eliminated by shunting the battery entirely with a capacitor bank, which is selected based on the fact that the stored energy is sufficient to power the consumers during the switching time.

Another difference is the type of drive that provides mechanical movement of the contacts. It is proposed to use an electric motor as a mechanical drive (common to all bypass devices). Individual control of each contact group (according to the number of cells in the battery) is provided by an executive device in the form of low-power electromagnets.

The device will be an electric motor, the rotating shaft of which has a length determined by the total length of the battery. Opposite each element is a contact group consisting of a pair of contacts K1 and K2 (in the form of a single switchable contact). The contact groups are driven by eccentric cams that are mounted on a single shaft. The cams in principle do not have a rigid fixation on the shaft, but have some friction with the shaft. In the initial position, the electric motor is switched off, the shaft does not rotate, the cams are fixed from turning the anchors of the electromagnets that enter the grooves of the cams.

If it is necessary to disconnect a certain element, the electric motor starts, the shaft begins to rotate and current is supplied to the winding of the electromagnet (for the necessary element). The armature is attracted and releases the corresponding cam, which begins an angular movement under the action of the moment of friction with the shaft. Turning at a certain angle, the cam switches the contact group, after which it is fixed in a new position when the armature of the electromagnet enters

the second groove of the cam. The armature winding is de-energized by that time. Similarly, you can return the contact group to its original position.

Особенности проектирования соединений с не контактирующими фланцами и плоскими прокладками для изделий авиационной и космической техники

Серпичева Е.В., Федотенков Г.В.

МАИ, г. Москва, Россия

При создании и проектировании авиационной и космической техники широко применяются фланцевые соединения с плоскими уплотнительными прокладками. Прочность и герметичность таких соединений необходима для обеспечения безопасности полета при эксплуатации летательных аппаратов.

Для обеспечения работоспособности и снижения массы конструкции данных соединений в целом необходимо учитывать различные факторы. При проектировании прочноплотный соединение будет зависеть от формы и материала уплотнения, от формы фланца, от величины рабочей нагрузки, от крепежных деталей и их установки, от жёсткости фланцев при изгибе и реального распределение давления на прокладку. Плоские прокладки выполняют из мягкой стали, алюминия, меди, фторопласта, картона, паронита. Использование болтов из высокопрочных титановых сплавов позволит минимизировать массу соединения.

Конструктивную проработку фланцевого соединения и расчет распределения контактной нагрузки под уплотнением проводится в два этапа. На стадии эскизного проектирования определяются основные размеры деталей в соединении. А затем осуществляют проверочный расчет деталей соединения при приложении рабочей нагрузки. Приближенный анализ распределения контактной нагрузки в герметизируемом стыке может быть сделан на упрощенных моделях. Для обеспечения минимальной массы при проектировании соединений возникает необходимость разработки методики проверочного расчета его деталей на прочность.

Разработка методики проектирования и расчёта оптимальных конструкций фланцевых соединений с плоскими уплотнительными прокладками необходима, так как позволит получить решение задачи жесткости фланцев при обеспечении плотности и прочности деталей узла.

Design features of connections with non-contacting flanges and flat gaskets for aviation and space technology products

Serpicheva E.V., Fedotenkov G.V.

MAI, Moscow, Russia

Flange joints with flat gaskets are widely used in aviation and space technology design. The strength and tightness of such connections is required to ensure the flight safety during the operation of aircraft.

Various parameters should be considered to ensure the operability and to reduce the weight of the structure of these connections. A tight connection will depend on the shape and material of the seal, on the shape of the flange, on the magnitude of the working load, on the fasteners and their installation, on the bending stiffness of the flanges and the actual distribution of pressure on the gasket. Flat gaskets are made of mild steel, aluminum, copper, fluoroplastic, cardboard, paronite. Overall joint mass could be minimized by usage of high strength titanium alloy bolts.

The design of the flange connection and the calculation of the under the seal located contact load distribution is carried out in two stages. Main dimensions of connection and its parts are determined at the stage of sketch design. Second phase includes detailed calculation for each of connection components under a workload. An approximate analysis of the contact load distribution for the sealed joint can be done on simplified models. To ensure minimum mass of joints, it's required to design a new verification calculation method for strength of joints parts.

Development of a design and calculation methodology for flange connections with flat gaskets is required, since it allows to obtain a solution to the problem of flange stiffness while ensuring the density and strength of the assembly parts of joint.

Композиционный материал на основе кварцевого тканного наполнителя и пиролизной матрицы кремнийорганической смолы в качестве материала диэлектрических деталей электроракетных двигателей

Ситников С.А., Рабинский, Погодин В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Предложен полимерный композиционный материал (ПКМ), сочетающий низкую плотность и технологичность полимеров, и термостойкость керамики для получения диэлектрических узлов электроракетного двигателя (ЭРД), широко использующегося в космической технике. Целью работы было исследование влияния температуры термоокислительной деструкции полимерного связующего ПКМ на его электрофизические и механические свойства. Связующее получали путем частичного согидролиза в реакции гетеросополиконденсации тетраметоксисилана метилтриметоксисилана, фенилтриметоксисилан в растворе ацетонитрила.

Препрег получали пропиткой кварцевой ткани марки ТС-8/3-К раствором кремнийорганической смолы (23-27% масс.) и суспензированной в ней функциональной добавкой, состоящей из нитевидных кристаллов α -Si₃N₄ чистотой 99,99% (20% масс.), полученных в процессе СВС. Пропитанную ткань выкладывали послойно и сушили при остаточном давлении 1-3 мм Hg ст. и температуре 150°C. ПКМ получали отверждением 2 часа в автоклаве при 270°C и давлении 6 Атм.

Исследование структурных превращений, происходящих при нагреве материалов, выполняли методами синхронного термического анализа на приборе STA 449 F3 Jupiter фирмы NETZSCH в режиме дифференциальной сканирующей калориметрии совместно с режимом термогравиметрического анализа. Открытую пористость и кажущуюся плотность ПКМ измеряли методом гидростатического взвешивания согласно ГОСТ Р ИСО 12985-2-2014. Испытания на прочность проводились на основании стандарта ГОСТ Р 56810-2015 на испытательной машине Instron 5969.

В результате проведенных испытаний установлено что:

1. При термообработке ПКМ преобразовывается в аморфный оксид кремния. Выход пиролизного остатка составляет более 95%.

2. После процесса отверждение кремнийорганического связующего пористость ПКМ составляет 0,17-0,2%. Пропорциональное увеличение пористости в зависимости от температуры, согласуется с данными потери массы. Процесс термодеструкции завершается при температуре порядка 800°C. Образование кристаллоалита, в результате фазового перехода α -SiO₂ волокон тканного наполнителя приводит к деградации механических свойств ПКМ. После термообработки при 800°C значение прочности ПКМ с пиролизной матрицей составляет около 100 МПа, что позволяет использовать его в качестве основы для изготовления диэлектрических деталей ЭРД.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ проект №18-29-18083/18.

Composite material based on quartz woven filler and pyrolysis matrix of organosilicon resin as a material for dielectric parts of electric propulsion systems

Sitnikov S.A., Rabinskiy L.N., Pogodin V.A.
MAI, Moscow, Russia

A polymer composite material (PCM) is proposed that combines the low density and manufacturability of polymers and the heat resistance of ceramics to produce dielectric components of an electric propulsion systems (EPS), which is widely used in space technology. The aim of the work was to study the influence of the temperature of the thermal-oxidative degradation of the polymer binder PCM on its electro-physical and mechanical properties. The binder was prepared by partial cohydrolysis in the reaction of heterosopolycondensation of tetramethoxysilane, methyltrimethoxysilane, and phenyltrimethoxysilane in acetonitrile solution. The prepreg was prepared by impregnation of quartz fabric with a solution of organosilicon resin and a functional additive suspended in it, consisting of filamentous crystals of α -Si₃N₄ with a purity of 99.99%. The impregnated fabric was laid out in layers and dried at a residual pressure of 1-3 mm Hg art. and a temperature of 150°C. PCM was obtained by curing for 2 hours in an autoclave at 270°C and

pressure of 6 Atm. The study of structural transformations occurring during the heating of materials was performed using synchronous thermal analysis methods on the NETZSCH STA 449 F3 Jupiter device in the mode of differential scanning calorimetry together with the mode of thermogravimetric analysis. The open porosity and apparent density of PCM were measured by hydrostatic weighing according to GOST R ISO 12985-2-2014. The strength tests were carried out on the basis of the GOST R 56810-2015 standard on the Instron 5969 testing machine.

As a result of the tests carried out, it was found that:

1. During heat treatment, PCM is converted to amorphous silicon oxide. The yield of the pyrolysis residue is more than 95%.

2. After the curing process of the organosilicon binder, the porosity of the PCM is 0.2%. The proportional increase in porosity as a function of temperature is consistent with the mass loss data. The thermal degradation process is completed at a temperature of about 800°C. The formation of crystalloidalite, as a result of the phase transition of the α -SiO₂ fibers of the fabric filler, leads to the degradation of the mechanical properties of the PCM. After heat treatment at 800°C, the strength value of the PCM with a pyrolysis matrix is about 100 MPa, which allows it to be used as a basis for the manufacture of parts of the EPS.

The work was carried out with the financial support of the RFBR project No. 18-29-18083/18.

Разработка жаростойких стеклокерамических покрытий для сталей и никелевых сплавов

Тарасова А.Н.

МАИ, г. Москва, Россия

Настоящая работа посвящена разработке и исследованию стеклокерамических покрытий на основе системы BaO-SiO₂-Cr₂O₃ для защиты от высокотемпературной газовой коррозии и эрозии легированных сталей и никелевых сплавов [1-4].

В качестве фритты использовали гранулят эмали состава, мас. %: 34,37±0,24 BaO; 30,88±0,22 SiO₂; 22,26±0,21 Cr₂O₃; 3,54±0,08 CaO; 2,08±0,07 TiO₂; 1,94±0,07 CoO; 1,90±0,07 MnO; 1,60±0,06 Al₂O₃; 1,43±0,06 MoO₃. Для приготовления шликера проводили диспергирование фритты, смешение ее с модифицирующими добавками, глиной и водопроводной водой, совместный мокрый помол. Работы выполняли на высокочастотной шаровой мельнице 8000M-230 Mixer/Mill (SPEX SamplePrep, США) в контейнере из WC объемом 55 мл с частотой возвратно-поступательных движений с короткими боковыми перемещениями 1080 циклов/мин. В качестве модифицирующих добавок использовали порошки Al₂O₃, Cr₂O₃ и SiB₄, вводимые в количестве 15-40, 10-30 и 2,5-5 вес. % от массы фритты соответственно. Предполагали, что введение тугоплавких частиц Al₂O₃ и Cr₂O₃ будет способствовать увеличению эрозионной стойкости покрытий в скоростных потоках газа, а введение частиц Cr₂O₃ и SiB₄ – повышению степени их черноты. Установили рациональные параметры измельчения фритты и совместного мокрого помола, обеспечивающие оптимальную дисперсность порошков и надлежащие реологические свойства шликеров.

Технологический процесс получения покрытий включал подготовку поверхности образцов, нанесение на них шликерных слоев, сушку и обжиг на воздухе. Экспериментальные работы осуществляли на образцах из сплавов 30ХГС, 30ХГСН2А, 12Х18Н10Т, ХН43БМТЮ, ХН60ВТ и др. Разработаны рациональные технологические режимы формирования качественных покрытий.

Литература:

1. Малинина Г.А., Солнцев С.С., Денисова В.С. Влияние неоксидных добавок на свойства стеклокерамических покрытий для деталей из жаропрочных сплавов (обзор) // Труды ВИАМ. – 2021. – № 3(97). С. 109–117.

2. Terentieva V.S., Astapov A.N., Rabinskiy L.N. State in the field of heat-resistant coatings for heat-proof nickel alloys and steels // Periodico Tehe Quimica. – 2019. – Vol. 16, No. 33. – P. 561 – 572.

3. Lifanov I.P., Yurishcheva A.A., Astapov A.N. High-temperature protective coatings on carbon composites // Russian Engineering Research. – 2019. – Vol. 39, No. 9. – P. 804 – 808.

4. Astapov A.N., Lifanov I.P., Prokofiev M.V. High-temperature interaction in the ZrSi₂-ZrSiO₄ system and its mechanism // Russian Metallurgy (Metally). – 2019. – No. 6. – P. 640 – 646.

Development of heat-resistant glass-ceramic coatings for steels and nickel alloys

Tarasova A.N.

MAI, Moscow, Russia

This work is devoted to the development and study of glass-ceramic coatings based on the BaO-SiO₂-Cr₂O₃ system for protection against high-temperature gas corrosion and erosion of alloy steels and nickel alloys [1-4].

An enamel granulate of the composition, wt. %: 34.37 ± 0.24 BaO; 30.88 ± 0.22 SiO₂; 22.26 ± 0.21 Cr₂O₃; 3.54 ± 0.08 CaO; 2.08 ± 0.07 TiO₂; 1.94 ± 0.07 CoO; 1.90 ± 0.07 MnO; 1.60 ± 0.06 Al₂O₃; 1.43 ± 0.06 MoO₃. To prepare the slip, the frit was dispersed, mixed with modifying additives, clay and tap water, and wet milled together. The work was carried out on a high-energy ball mill 8000M-230 Mixer/Mill (SPEX SamplePrep, USA) in a 55 ml WC container. Powders of Al₂O₃, Cr₂O₃ and SiB₄ were used as modifying additives, introduced in an amount of 15-40, 10-30 and 2.5-5 wt. % of the frit mass, respectively. It was assumed that the introduction of refractory particles of Al₂O₃ and Cr₂O₃ would contribute to an increase in the erosion resistance of coatings in high-speed gas flows, and the introduction of Cr₂O₃ and SiB₄ particles would increase the degree of their emissivity. Rational parameters of frit grinding and joint wet grinding were established, which ensure optimal dispersion of powders and proper rheological properties of slips.

The technological process of obtaining coatings included the preparation of the surface of the samples, the application of slip layers on them, drying and roasting on air. Experimental work was carried out on samples of alloys 30HGS, 30HGSN2A, 12H18N10T, HN43BMTYu, HN60VT, etc. As a result, rational technological modes of formation of high-quality thin-layer coatings were developed.

References:

1. Malinina G.A., Solntsev S.S., Denisova V.S. Influence of non-oxide additives on the properties of glass-ceramic coatings for parts made of heat-resistant alloys (review) // Trudy VIAM. – 2021. – No. 3 (97). P. 109–117.
2. Terentjeva V.S., Astapov A.N., Rabinskiy L.N. State in the field of heat-resistant coatings for heat-proof nickel alloys and steels // Periodico Tche Quimica. – 2019. – Vol. 16, No. 33. – P. 561 – 572.
3. Lifanov I.P., Yurishcheva A.A., Astapov A.N. High-temperature protective coatings on carbon composites // Russian Engineering Research. – 2019. – Vol. 39, No. 9. – P. 804 – 808.
4. Astapov A.N., Lifanov I.P., Prokofiev M.V. High-temperature interaction in the ZrSi₂-ZrSiO₄ system and its mechanism // Russian Metallurgy (Metally). – 2019. – No. 6. – P. 640 – 646.

Тепломассообмен на боковых поверхностях затупленных конусов при гиперзвуковом обтекании космических аппаратов

Тушавина О.В., Формалев В.Ф.

МАИ, г. Москва, Россия

На основе приближенно-аналитического решения системы уравнений безградиентного (боковая поверхность) динамического, теплового и диффузионного пограничных слоев получены явные формулы для определения конвективных тепловых и диффузионных потоков к боковой поверхности затупленных конусов с большим удлинением (отношение длины конуса к радиусу затупления – не менее 20), а также температур боковой поверхности с учетом излучения от стенки и отвода теплоты внутрь тепловой защиты, в условиях гиперзвукового полета в атмосфере Земли.

Показано, что приближенно-аналитического решение достаточно хорошо описывает тепломассообмен на боковых поверхностях затупленных конусов при высокоскоростном обтекании космических аппаратов.

Получены многочисленные результаты по тепловым и диффузионным потокам в широком диапазоне чисел Маха набегающего потока $M = 10 - 20$ на высотах $H = 20 - 80$ км. Исследованы влияние на тепловые потоки и температуры стенки излучения, отвода теплоты

в корпус конуса за счет теплопроводности, абсолютной и нулевой каталитичности материала стенки, величины диффузионного потока по сравнению с суммарным.

Проведенные расчеты показывают удовлетворительное совпадение полученных характеристик с экспериментальными данными.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ проект № 20-08-00880А.

Heat and mass transfer on the lateral surfaces of blunted cones in hypersonic spacecraft streamlines

Tushavina O.V., Formalev V.F.

MAI, Moscow, Russia

On the basis of approximate analytical solution of the system of equations of gradientless (side surface) dynamic, thermal and diffusion boundary layers, explicit formulas for determining convective heat and diffusion flows to the side surface of blunted cones with large elongation (ratio of cone length to blunt radius – at least 20) are obtained, as well as lateral surface temperatures taking into account radiation from the wall and heat removal inside the thermal shield, under hypersonic flight conditions in the Earth's atmosphere.

It is shown that the approximate-analytical solution describes quite well the heat and mass transfer on the side surfaces of blunted cones during high-speed spacecraft flowing.

Numerous results were obtained on heat and diffusion flows in a wide range of Mach numbers of incoming flow $M = 10 - 20$ at altitudes $H = 20 - 80$ km. The influence on heat fluxes and wall temperatures of radiation, heat removal to the cone body due to thermal conductivity, absolute and zero catalytic material of the wall, the size of the diffusion flux compared with the total flux have been investigated.

The calculations show satisfactory coincidence of the obtained characteristics with the experimental data.

The reported study was funded by RFBR, project number 20-08-00880А.

Исторический опыт создания и перспективы разработки малых космических аппаратов в МАИ

Фирсюк С.О., Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Юн С.У.

МАИ, г. Москва, Россия

Начиная с создания студенческого конструкторского бюро по разработке малых спутников в 1967 году, МАИ обладает ценным опытом проектирования, производства, испытаний и летной эксплуатации малых космических аппаратов (МКА). В СККБ «Искра» были разработаны и собраны первые в мире студенческие спутники Земли серии «Радио», «Искра», которые успешно работали в космосе в 1978 и 1982 годах. В начале 90-х годов с борта орбитальной станции «Мир» были запущены спутники серии «МАК». Впервые были отработаны технологии “попутного” запуска малых спутников негерметичного исполнения.

Начиная с 2008 года, в МАИ значительно расширена экспериментальная стендовая база с возможностью полного цикла создания МКА научно-учебного и прикладного назначения массой до 100 кг на базе унифицированной орбитальной платформы в негерметичном исполнении с открытой компоновкой. Вновь созданы и оснащены современным экспериментальным оборудованием лаборатория динамических испытаний МКА, безэховая камера для отработки радиосистем МКА, уникальный высокоточный стенд отработки систем ориентации и стабилизации МКА. Центр управления полетами МКА, созданный в МАИ, обладает широкими возможностями по одновременному управлению не только одиночными МКА, но и многоспутниковыми группировками.

Принятый подход к разработке МКА полностью оправдал себя при создании спутника типа CubeSat «Искра-МАИ-85», запущенного в 2017 г.

Важным этапом реализации программы развития по спутниковой тематике в МАИ является создание учебно-производственной базы по подготовке специалистов в области комплексного проектирования МКА, интеграции космических аппаратов и систем. В МАИ обеспечен полный цикл создания малых спутников: цифровое проектирование, изготовление, испытания и управление в полете.

В основе современного подхода к организации обучения студентов лежит научно-исследовательская деятельность – студенты получают опыт работы над перспективными проектами в рамках научно-исследовательских работ с ведущими предприятиями космической отрасли.

Сотрудники и студенты МАИ принимают участие в различных международных космических программах, например, в проведении научных экспериментов на Международной космической станции. В рамках научных программ по космическим исследованиям, проводимых Роскосмосом, институт сотрудничает с крупнейшими зарубежными космическими агентствами, научными и учебными центрами.

Historical experience of creation and development prospects of small spacecraft at MAI

Firsyuk S.O., Kulkov V.M., Egorov Yu.G., Yoon S.W.

MAI, Moscow, Russia

Since the creation of the student design bureau for the development of small satellites in 1967, Moscow Aviation Institute (MAI) has gained valuable experience in the design, production, testing and flight operation of the small spacecraft (SSC). The Student Space Design Bureau “Iskra” developed and assembled the world's first student satellites of the “Radio” and “Iskra” series, which successfully operated in space in 1978 and 1982. In the early 1990s, satellites of the “MAK” series were launched from the orbital station “Mir”. For the first time, technologies of “piggyback” on the launch of unpressurized designed small satellites were developed.

Since 2008, the MAI has significantly expanded the experimental base with the possibility of a full cycle of creation of SSC, weighing up to 100 kg on the basis of a unpressurized designed satellite bus with an open layout, for scientific, educational and applied purposes. A laboratory for dynamic tests of SSC, an anechoic chamber for testing radio systems of SSC and a unique high-precision test bench for testing orientation and stabilization systems of SSC were newly created and equipped with modern experimental equipment. The flight control center of the SSC, created at the MAI, has broad capabilities for simultaneous control of not only single SSC, but also multi-constellations of the SSC.

An approved approach to the development of SSC fully proved itself when creating a satellite of the CubeSat type “Iskra-MAI-85”, launched in 2017.

An important stage in the implementation of the satellite development program at MAI is the creation of an educational and production base for training specialists in the field of integrated design of SSC, integration of spacecraft and its systems. MAI provides a full cycle of SSC development: design, manufacturing, testing and in-flight control.

The modern approach to the organization of student education is based on research activities – students gain experience in working on the promising projects as part of research work with leading enterprises in the space industry.

Researchers and students of MAI take part in various international space programs, for example, in conducting scientific experiments on the International Space Station. Within the framework of scientific programs on the space research conducted by Roskosmos, the institute cooperates with the largest foreign space agencies, scientific and educational centers.

Алгоритм удержания космического аппарата наблюдателя относительно целевого на геостационарной орбите

Хоанг Ву Тан

МАИ, г. Москва, Россия

В последние несколько лет малые космические аппараты (МКА) получают широкое применение в областях космической промышленности. В области обслуживания на орбите, МКА можно применить как сервисные модули системы обслуживания для инспекции или ремонта, или КА-буксир для увода нефункционирующих КА с орбиты. В данной работе рассматривается задача удержания КА-наблюдателя системы обслуживания геостационарных спутников связи относительно целевого КА в процессе инспекции.

Считается, что в начальный момент времени КА-наблюдатель находится в окрестности цели. Рассматривается ограниченная задача управления удержанием в плоскости орбиты при

условии, что совмещение плоскостей орбит проведено на этапе приведения наблюдателя в окрестность рабочей позиции цели.

Для управления движением центра масс КА-наблюдателя используются двигатели малой тяги с ориентацией вдоль осей связанной орбитальной системы координат, работающим в старт-стопном режиме. Цель является кооперируемым и не совершает маневров во время инспекции. Потребная для управления информация о параметрах орбит наблюдателя и цели получается от бортовой автономной навигационной системы с достаточной точностью.

Цель решения задачи синтеза заключается в формировании алгоритма расчета интервалов между коррекциями и приращений характеристической скорости, который обеспечит принадлежность вектора состояния объекта заданному множеству в течение времени инспекции.

Для синтеза алгоритма удержания применяется возмущенная линеаризованная модель движения наблюдателя относительно цели в малой окрестности опорной круговой орбиты заданного радиуса.

Алгоритм удержания КА-наблюдатель относительно цели разработан с использованием достаточных условий оптимальности управления в линейно-квадратичной постановке в сочетании с допущением о наличии установившегося режима. Работоспособность алгоритма удержания подтверждается результатами численного моделирования полной системы нелинейных уравнений движения с учетом нецентральности гравитационного поля Земли, гравитации Луны и Солнца, а также ошибок навигации.

Algorithm to control spacecraft inspector in collocation with target in GEO

Hoang Vu Tan

MAI, Moscow, Russia

In the past years, small spacecraft have been widely used in the space industry. In satellite on-orbit servicing, small spacecraft can be used as service modules of the servicing system for inspection or repair, or a spacecraft-tug to remove non-functioning spacecraft from orbit. In this work, the problem of control spacecraft inspector (SI) of the geostationary communications satellite service system in collocation with target spacecraft (TS) during the inspection is considered.

It is assumed that at the initial moment of time, the SI is in the vicinity of the TS. A limited problem of collocation control in the orbital plane is considered, provided that the alignment of the orbital planes is performed at the stage of transferring the SI to the vicinity of the working position of the TS.

To control the motion of the center of mass of the SI, low-thrust engines are used with orientation along the axes of the associated orbital coordinate system, operating in start-stop mode. The TS is co-operative and does not perform maneuvers during the inspection. The information needed to control the parameters of the orbits of the SI and the TS is obtained from the on-board autonomous navigation system.

The purpose of the control is to determine the intervals between keeping corrections, the values of the characteristic velocity increments at each of the corrections, which ensure that the state vector of the SI belongs to a given set taking into account errors in predicting relative motion and performing corrections during a given observation time.

To synthesize the collocation control algorithm, a perturbed linearized model of the motion of the SI relative to the TS in a small vicinity of the reference circular orbit of a given radius is used.

The algorithm for control the SI in collocation with TS is developed using sufficient conditions for optimal control in a linear-quadratic formulation, combined with the assumption of the presence of a steady-state mode. The efficiency of the retention algorithm is confirmed by the results of numerical simulation of the complete system of nonlinear equations of motion, taking into account the non-centrality of the Earth's gravitational field, the gravity of the Moon and the Sun, as well as navigation errors.

Система определения углового положения малых космических аппаратов

Чебаков Е.В., Ненарокомов А.В., Ревизников Д.Л., Будник С.А., Кочнев К.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Одной из важных задач при проектировании космических аппаратов (КА) является разработка системы ориентации КА относительно космических объектов – Солнца, планет и звёздного неба. Для определения ориентации КА инженеры используют различные типы датчиков – солнечные и звёздные датчики, инфракрасную вертикаль, магнитометры и инерциальные датчики. Каждый из этих датчиков имеет свои достоинства и недостатки по размерам, массе, радиационной устойчивости компонентов и принципу работы. Как правило, для нивелирования их недостатков инженеры комбинируют различные типы датчиков, а также резервируют их.

Тем не менее, увеличение надёжности КА по-прежнему является важной задачей, которая может увеличить длительность миссии. Для этих целей мы можем использовать надёжную резервную систему ориентации КА. Одним из способов разработки такой системы основан на анализе температурного поля элементов поверхности КА. Этот подход был реализован на микроспутнике «Колибри» в 2002 году. Предлагаемый нами метод основан на анализе внешних тепловых потоков. К сожалению, в большинстве практических случаев прямое измерение тепловых потоков невозможно. Для преодоления возникших трудностей применяют не прямые измерения с использованием методологии обратных задач теплообмена. Задача определения ориентации КА требует последовательного решения двух обратных задач. Первая обратная задача заключается в оценке тепловых потоков, падающих на элементы поверхности аппарата, по внутренним температурным измерениям КА. Для этих целей мы используем специально разработанные датчики радиационных тепловых потоков, установленные на различных поверхностях КА, которые имеют простую конструкцию и небольшую массу. Вторая – в определение углового положения КА по полученным значениям суммарных поглощённых тепловых потоков.

Разрабатываемая нами система не потребляет много энергии и может быть использована как на освещённом Солнцем участке орбиты, так и в тени планеты. Более того, она может быть использована и при межпланетных перелётах. Для того чтобы оценить ориентацию КА в динамике, предложенный алгоритм был дополнен фильтром Калмана. Однако есть и другая проблема, связанная с ориентацией КА с помощью углов Эйлера – так называемый шарнирный замок. Для преодоления этого алгоритм может быть модифицирован кватернионами. Результаты исследования показывают достаточную численную эффективность предложенного алгоритма на основе относительно простых температурных измерений.

Attitude control system of microsatellites

Chebakov E.V., Nenarokomov A.V., Reviznikov D.L., Budnik S.A., Kochnev K.V.

MAI, Moscow, Russia

One of the main problems of spacecraft design is the development of the attitude control system, which provides angular directions to the space objects – Sun, planets and stars. Engineers use numerous forms of sensors to determine the attitude of a spacecraft. For example, there are sun sensors, star sensors, the Earth-horizon sensors, magnetometers and inertial sensors. However, each of them has their disadvantages in dimensions, mass, radiation resistance and due to principle of operation. In general case, engineers balance these drawbacks using a combination of different types of sensors and their redundant units.

Nevertheless, increasing the reliability of a spacecraft is still a significant task for engineers that can extend the spacecraft's mission. In order to achieve it, we can use reliable and robust back-up attitude control systems. A promising way to develop such systems is based on temperature field analysis of the spacecraft's surface elements. The approach was implemented on the microsatellite "Colibri" in 2002. Our approach is based on measuring the radiative heat fluxes from the environment. Unfortunately, in many practical situations the direct measurements of heat flux are problematic. These difficulties can be overcome with the use of some indirect thermal measurements combined with the inverse problems technique. The problem of determination of the spacecraft's orientation demands to solve two inverse problems sequentially. The first one is the estimating of

heat fluxes absorbed by the spacecraft surface. For this purpose, we employ specially designed radiative heat flux sensors, which have a simple design and low mass, at different convex surfaces of a spacecraft. The second one is the determining of orientation angles based on the estimated values of radiative heat fluxes.

The attitude control system based on inverse problems theory does not consume much power and can be used in orbit during sunlight and umbra. Moreover, it can be applied in interplanetary flight. In order to estimate the spacecraft's attitude during spaceflight the suggested approach was supplemented by the Kalman filter. However, there is another problem associated with the spacecraft's attitude using Euler angles – the gimbal lock. To overcome this difficulty, the algorithm can be modified by quaternions. The research was shown that one can obtain sufficiently accurate results on the basis of a constrained set of relatively simple temperature measurements.

Топологическая оптимизация обретенных панелей, нагруженных сосредоточенными силами

Чжо Й.К., Соляев Ю.О., Рабинский Л.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача выбора оптимальной геометрии подкрепляющих элементов для прямоугольных плоских панелей, нагруженных сосредоточенными силами и закрепленных в угловых точках. В качестве целевой функции используется требование по минимизации прогибов в заданном наборе точек на поверхности панели. По результатам решения задачи топологической оптимизации выбирается толщина, высота и ориентации тонкостенных ребер жесткости панели. Переменной задачи оптимизации является высота ребер жесткости. Дополнительные ограничения связаны с ограничением на максимальный объем (массу) подкрепляющих элементов.

Исследуется возможность получения решений, в которых при заданном наборе нагрузок в выбранных точках реализуются нулевые значения прогибов (с точностью до погрешности численных вычислений) за счет возникновения двойной кривизны панели с изменением знака. Исследуется возможность получения таких решений как для наборов сил, действующих в противоположных направлениях, так и для сонаправленных нагрузок. В последнем случае возникновение переменной кривизны обеспечивается введением дополнительных ограничений на углы поворотов панели на ее гранях и в точках приложения нагрузок. Решение строится в системе Comsol с использованием модели пластин типа Миндлина-Рейсснера в линейно упругой постановке. Для получаемых решений (геометрии панелей) проводится проверка в рамках трехмерного моделирования соответствующей статической задачи.

Topological optimization of ribbed panels loaded with concentrated forces

Kyaw Y.K., Solyaev Yu.O., Rabinskiy L.N.
MAI, Moscow, Russia

The problem of choosing the optimal geometry of supporting elements for rectangular flat panels loaded with concentrated forces and fixed at corner points is considered. The requirement of deflections minimization in a given set of points on the panel surface used as a target function. Based on the results of solving the topological optimization problem, the thickness, height, and orientations of the thin-walled stiffening ribs of the panel selected. The variable of the optimization problem is the height of the stiffeners. Additional constraints are related to the limitation on the maximum volume (mass) of reinforcing elements.

The possibility of obtaining solutions in which at a given set of loads at selected points zero values of deflections are realized (within the accuracy of numerical calculations) due to the occurrence of double curvature of the panel with a change of sign is investigated. The possibility of obtaining such solutions both for sets of forces acting in opposite directions and for co-directional loads is investigated. In the latter case, the appearance of variable curvature is ensured by introducing additional restrictions on the rotation angles of the panel on its faces and at the points of load application. The solution is constructed in the Comsol system using the Mindlin-Reissner type plate model in the linear elastic formulation. For the resulting solutions (panel geometries), the corresponding static problem is verified within the framework of three-dimensional modeling.

Секция №3. Выведение, управление и эксплуатация МКА

Section No. 3. Launch, Control and Operation of Small Spacecraft

Моделирование процесса отделения наноспутников типа CubeSat от транспортно-пускового контейнера

Анфалов А.С., Борzych С.В., Хомяков М.К.
РКК «Энергия», г. Королёв, Россия

Наноспутники типа CubeSat часто являются попутным грузом при выведении крупных космических аппаратов. Перспективным может стать использование грузовых космических кораблей, обеспечивающих МКС, как платформы для запуска наноспутников. Это расширит диапазон рабочих орбит и увеличит оперативность развёртывания наноспутников. Во время нахождения грузовых кораблей в составе МКС есть возможность обслуживания и замены наноспутников космонавтами.

Для обеспечения запуска наноспутников на кораблях устанавливаются транспортно-пусковые контейнеры с одним или несколькими CubeSat в каждом. Контейнеры снабжены средствами отделения, обеспечивающими спутникам необходимую относительную скорость. Для запуска нескольких аппаратов из одного контейнера между спутниками устанавливаются вспомогательные толкатели. Запуск спутников может быть осуществлён на любом этапе полёта грузового корабля.

Представленная работа посвящена моделированию и анализу относительного движения наноспутников с целью подтверждения их безударного расхождения с грузовым кораблём и между собой при соблюдении требуемых кинематических параметров отделения – скоростей центров масс и угловых скоростей аппаратов.

В математической модели процесса отделения наноспутников учтено контактное взаимодействие аппаратов с элементами конструкции пускового контейнера, включая направляющие и его крышку. Модель позволяет варьировать условия процесса – места размещения контейнеров на корабле, направления отделения, количество и типоразмер аппаратов в контейнере и т.д.

В результате исследования была подтверждена достаточность энергетических характеристик средств отделения контейнеров, а также выработаны рекомендации, позволяющие обеспечить безударность процесса отделения наноспутников при соблюдении требуемых кинематических характеристик отделившихся аппаратов.

Дальнейшее развитие математической модели процесса отделения наноспутников от транспортно-пускового контейнера возможно в направлении учёта сил аэродинамического сопротивления и включения в модель алгоритмов управления аппаратами для анализа их совместного орбитального движения.

Modeling of the process of separation of CubeSat-type nanosatellites from a transport and launch container

Anfalov A.S., Borzykh S.V., Khomyakov M.K.
RSC “Energia”, Korolev, Russia

Nanosatellites of the CubeSat type are often associated cargo when launching large spacecraft. The use of cargo spacecraft supporting the ISS as platforms for launching nanosatellites may be promising. This will expand the range of working orbits and increase the speed of deployment of nanosatellites. During the stay of cargo ships in the ISS, it is possible to maintain and replace nanosatellites with astronauts.

To ensure the launch of nanosatellites, transport and launch containers with one or more CubeSats in each are installed on the ships. The containers are equipped with separation devices that provide the satellites with the necessary relative speed. To launch several vehicles from the same

container, auxiliary pushers are installed between the satellites. The launch of satellites can be carried out at any stage of the cargo ship flight.

The presented work is devoted to modeling and analyzing the relative motion of nanosatellites in order to confirm their unstressed divergence with the cargo ship and with each other, while observing the required kinematic parameters of separation – the velocities of the centers of mass and the angular velocities of the vehicles.

The mathematical model of the separation process of nanosatellites takes into account the contact interaction of the devices with the structural elements of the launch container, including the guides and its lid. The model allows you to vary the process conditions – the placement of containers on the ship, the direction of separation, the number and size of devices in the container, etc.

As a result of the study, the sufficiency of the energy characteristics of the means of separating containers was confirmed, and recommendations were developed to ensure the shock-free process of separating nanosatellites while observing the required kinematic characteristics of the separated devices.

Further development of the mathematical model of the process of separating nanosatellites from the transport and launch container is possible in the direction of taking into account the forces of aerodynamic drag and including in the model control algorithms for analyzing their joint orbital motion.

Цифровые методы автоматического контроля вибраций двигателей космических аппаратов при выведении МКА

Бурова А.Ю., Кочетков Ю.М.

МАИ, г. Москва, Россия

Американские, бразильские, европейские, индийские, китайские, российские и японские национальные космические программы предусматривают выведение в ближний космос всё больше и больше малых космических аппаратов для фундаментальных космических исследований. В рамках реализации российской программы выведение малых космических аппаратов научно-исследовательского назначения обеспечивается космическими аппаратами с жидкостными ракетными двигателями. Поиск дополнительных возможностей повышения безопасности полёта таких космических аппаратов при выведении малых космических аппаратов актуализирует исследование и разработку цифровых методов вибродиагностики жидкостных ракетных двигателей в условиях их эксплуатации.

Целью исследования стал поиск решения задач вибродиагностики и цифровой обработки вибросигналов двигателей космических аппаратов при выведении малых космических аппаратов. При проведении исследования были использованы методы дедуктивной обработки цифровых сигналов.

Результаты проведённых исследований причин вибрации двигателей космических аппаратов при выведении малых космических аппаратов и возможностей её диагностики позволило разработать Метод вибродиагностики и обработки вибросигналов таких двигателей. Получены соотношения основных параметров колебаний в вязкоупругом контуре внутри камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя в зависимости от газодинамических параметров (собственная частота и декремент затухания). Анализ полученных соотношений обеспечил возможность оценки уровня вибрации жидкостного ракетного двигателя цифровыми методами многоступенчатого дискретного преобразования Фурье и многоскоростной фильтрации с помощью разностных цифровых фильтров.

Результаты исследования показали и подтвердили, что дополнительной возможностью повышения безопасности полёта космических аппаратов с жидкостными ракетными двигателями при выведении малых космических аппаратов можно и должно считать автоматический контроль вибраций жидкостных ракетных двигателей дедуктивными методами цифровой обработки вибросигналов. Использование цифровых методов многоступенчатого дискретного преобразования Фурье и многоскоростной фильтрации вибросигналов разностными цифровыми фильтрами с целочисленными разностными коэффициентами позволяет снижать аппаратные затраты при аппаратно-программной

реализации алгоритмов такого контроля на программируемых логических интегральных схемах.

Digital methods of automatic vibration control of spacecraft engines during the launch of a small spacecraft

Burova A.Y., Kochetkov Yu.M.

MAI, Moscow, Russia

American, Brazilian, European, Indian, Chinese, Russian and Japanese national space programs provide for the launch of more and more small spacecraft into the near space for basic space research. As part of the implementation of the Russian program, the launch of small spacecraft for research purposes is provided by spacecraft with liquid rocket engines. The search for additional opportunities to improve the flight safety of such spacecraft during the launch of small spacecraft actualizes the research and development of digital methods for vibration diagnostics of liquid rocket engines in their operating conditions.

The aim of the study was to find solutions to the problems of vibration diagnostics and digital processing of vibration signals of spacecraft engines during the launch of small spacecraft. Methods of deductive processing of digital signals were used in the study.

The results of the conducted studies of the causes of vibration of spacecraft engines during the launch of small spacecraft and the possibilities of its diagnostics allowed us to develop a method for vibration diagnostics and processing of vibration signals of such engines. The relations of the main parameters of oscillations in the viscoelastic circuit inside the combustion chamber of a liquid rocket engine depending on the gas-dynamic parameters (natural frequency and attenuation decrement) are obtained. The analysis of the obtained relations made it possible to estimate the vibration level of a liquid rocket engine by digital methods of multi-stage discrete Fourier transform and multi-speed filtration using digital difference filters.

The results of the study showed and confirmed that an additional opportunity to improve the flight safety of spacecraft with liquid rocket engines when launching small spacecraft can and should be considered automatic vibration control of liquid rocket engines by deductive methods of digital processing of vibration signals. The use of digital methods of multi-stage discrete Fourier transform and multi-speed filtering of vibration signals by digital difference filters with integer difference coefficients allows you to reduce hardware costs when implementing hardware and software algorithms for such control on programmable logic integrated circuits.

Алгоритм управления малым космическим аппаратом-инспектором с международной космической станции

¹Жуков А.А., ²Баркова М.Е., ³Болотник Н.Н.

¹МАИ, ²РКС, ³ИПМех РАН, г. Москва, Россия

Малые космические аппараты (МКА), облегчающие труд космонавтов и минимизирующие риски при работе в открытом космосе, представляют собой в совокупности с системой управления специфические робототехнические системы, предназначенные для отбора проб, для инспекционных, ремонтных или сборочных работ [1]. Поскольку в литературе систематических данных об управлении МКА такого типа с международной космической станции (МКС) не обнаружено, предложенная работа представляется актуальной.

Цель работы – построение алгоритма управления МКА-инспектором внешних поверхностей, осуществляемого с борта МКС.

Анализ литературы показал, что разработкой систем управления МКА с Земли заняты отечественные ученые, например, из НГУ и МГТУ имени Н.Э. Баумана [2]. Решением задач управления стыковкой космических аппаратов с борта МКС заняты зарубежные специалисты [3].

Предложенный алгоритм управления включает следующие команды:

- перемещение к объекту инспекции, движение на заданном расстоянии;
- распознавание образов типовых дефектов и/или запуск микроробота (-ов) на поверхность [4];

- возврат на исходную позицию.

Предложенный алгоритм может служить основанием для разработки технологии цифрового двойника МКА-инспектора на всех этапах жизненного цикла.

Литература:

1. S. Eckersley, C. Saunders, et al. In-Orbit Assembly of Large Spacecraft Using Small Spacecraft and Innovative Technologies // 69th Int. Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany. 1-5 Oct. 2018. P. 1-21

2. М.В. Палкин, Р.А. Петухов. Управление угловым движением малого космического аппарата // Наука и образование. 2013. № 10. DOI: 10.7463/0613.0574636, <http://technomag.edu.ru/doc/574636.html>

3. V. Zakirov, L. Luming. Propulsion Challenges for Small Spacecraft: 2005 // Tsinghua Science and Technology. Vol. 11. № 5. Oct. 2006. P. 507-514

4. Н.Н. Болотник, В.Г. Градецкий, А.А. Жуков, Д.В. Козлов, И.П. Смирнов, В.Г. Чашухин. Мобильный микроробот космического назначения: концепция и перспективы использования // Космические исследования. 2019. Т. 57. № 2. С. 132-138

An algorithm for control of a small inspector spacecraft from International Space Station

¹Zhukov A.A., ²Barkova M.E., ³Bolotnik N.N.

¹MAI, ²RSS, ³IPMech RAS, Moscow, Russia

Small spacecraft are used to facilitate the labor of astronauts and reduce risks when performing operations outside a spaceship. Combined with a control system, small spacecraft are a kind of robots aimed at sampling, inspection, repair or assembly works [1]. Analysis of publications did not reveal studies in which systematic data about control of small spacecraft from International Space Station (ISS) would have been presented, in view of which the proposed investigation seems topical.

Our study is aimed at the development of a control algorithm for an inspector small spacecraft that investigates ISS outer surfaces and is controlled from the board of ISS.

The analysis of the literature shows that the systems for control of small spacecraft from earth are developed by a number of Russian scientists, for example, at NGU and Bauman Moscow State Technical University [2]. The issues of spacecraft docking control from ISS board are dealt with by a number of foreign scientists and engineers [3].

We propose an algorithm that involves the following commands:

- the motion to an object to be inspected and the motion of the small spacecraft at a given distance from the surface of the object;
- detection of typical defects and/or launching a microrobot (microrobots) toward the surface of the object [4];
- return to the home position.

This algorithm can serve as a basis for the development of the digital twin technology for an inspector small spacecraft at all stages of its life cycle.

References:

1. S. Eckersley, C. Saunders, et al. In-Orbit Assembly of Large Spacecraft Using Small Spacecraft and Innovative Technologies. 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany, 1-5 Oct. 2018, P. 1 - 21.

2. M.V. Palkin, R.A. Petukhov. Attitude control of a small spacecraft. *Nauka i Obrazovanie* (Science and Education). 2013. No. 10. P. 193-204 [in Russian]. DOI: 10.7463/0613.0574636. <http://technomag.edu.ru/doc/574636.html>

3. V. Zakirov, L. Luming. Propulsion Challenges for Small Spacecraft: 2005. *Tsinghua Science and Technology*, Oct. 2006, 11(5): 507-514

4. N.N. Bolotnik, V.G. Gradetski, A.A. Zhukov, I.P. Smirnov, V.G. Chashchukhin. Mobile Space Microrobot: Concept and Application Prospects. *Cosmic Research*. 2019. v. 52. No. 2. P. 115-120.

Предотвращение раскачки пилотируемого космического аппарата при посадке самолетным способом

¹Зайцева Ю.С., ²Андриевский Б.Р., ²Кузнецов Н.В.

¹СПбГУ, ²СПбГУ, ИПМаш РАН, г. Санкт-Петербург, Россия

Раскачка летательного аппарата (ЛА) летчиком представляет собой редкие, неожиданные и непреднамеренные колебания углового движения ЛА и траектории полета, вызванные неидеальным взаимодействием летчика и ЛА. Часто причиной этого явления становятся недостатки в конструкции высокоавтоматизированной системы управления полетом вкуче с наличием существенных нелинейности в динамике системы, внешних возмущений и других иницирующих обстоятельств. Во время выполнения точного пилотирования исполнительные приводы управляющих поверхностей работают на максимуме своей мощности, поэтому эффект от ограничения входного сигнала исполнительных механизмов может проявиться в виде колебаний ЛА. Примером раскачки ЛА стал инцидент при посадке орбитального самолета-космоплана «Спейс шаттл».

Так как раскачка ЛА возникает при потере запаса устойчивости по фазе, которое появляется при чрезмерных значениях амплитудно-частотной характеристики разомкнутой системы летчик-ЛА, то целесообразно ввести в систему дистанционного управления рулями фазокомпенсирующее устройство. При этом нужно учесть, что выход нелинейной системы зависит от параметров входного сигнала. Для решения такой задачи хорошо подходит класс псевдолонейных корректирующих устройств, отличающихся тем, что желаемая величина фазы и амплитуды на выходе устройства формируются независимо друг от друга. Величина необходимого положительного фазового сдвига регулируется с помощью постоянных времени фазопередающего фильтра. Аппаратная реализация устройства не представляет трудностей и универсальна.

Предварительно проведена оптимизация контура управления по углу тангажа и получены параметры модели пилота.

В результате компьютерного моделирования посадки по глиссаде в режиме ручного управления с ограничением скорости привода рулей высоты и ветровым возмущением траектория посадки приняла форму расходящегося колебательного процесса. Введение псевдолонейного корректирующего устройства позволило улучшить показатели качества контура управления высотой полета, предотвратить колебательные процессы ЛА и выполнить безопасную посадку.

Prevention of manned spacecraft oscillation during aircraft-type landing

¹Zaitceva I.S., ²Andrievsky B.R., ²Kuznetsov N.V.

¹IPME RAS, ²SPSU, IPME RAS, Saint-Petersburg, Russia

The unfavorable aircraft-pilot couplings (APC) are rare, unexpected, and unintentional aircraft attitude oscillations caused by imperfect interaction between the pilot and the aircraft. This phenomenon is often caused by flaws in the highly augmented flight control system, coupled with the significant nonlinearities in the system dynamics, external disturbances, and other initiating circumstances. During precise pilot tasks, the actuators operate at their maximum power, therefore the effect of the actuator's rate and a level signal can manifest itself in the form of aircraft attitude oscillations. An example of an aircraft swinging was the incident during the landing of the Space Shuttle orbiting spaceplane.

Since the APC occurs when the phase stability margin is lost, which appears at excessive values of the amplitude-frequency characteristic of the open-loop pilot-aircraft system, it is advisable to introduce a phase-compensating device into the remote control system of the rudders. Notice that the output of the nonlinear system depends on the parameters of the input signal. To solve such a problem, a class of pseudo-linear correcting devices is well suited, characterized in that the desired phase and amplitude at the device's output are formed independently. The required positive phase shift value is adjusted by the time constants of the phase advance filter. The hardware implementation of the device presents no difficulties and is universal.

The pitch control system optimization was carried out preliminarily, and the pilot model parameters were obtained. As a result of computer simulation of a glide path landing in manual

control mode with an actuator rate limit and wind disturbance, the landing trajectory took the form of a diverging oscillatory process. The pseudo-linear correcting device introduction made it possible to improve the altitude control system quality, prevent oscillatory processes of the aircraft and perform a safe landing.

Многоразовый транспортный космический корабль с аэродинамически несущим корпусом

Зотов А.А., Волков А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Среди проблем, возникающих при проектировании космической техники нового поколения, одна из важнейших- аэродинамическая, связанная с выбором геометрической конфигурации, определяющей внешний облик аппарата и его аэродинамические характеристики в широком диапазоне скоростей полета МТКК, спускающегося с орбиты ИСЗ на Землю.

Использование на МТКК подъемной аэродинамической силы позволяет осуществлять при спуске маневр как в плоскости траектории спуска, так и в боковом направлении. Поэтому наиболее эффективным МТКК является планирующий, т.е. обладающий достаточно высоким значением коэффициента аэродинамического качества. До сих пор таким качеством обладали крылатые МТКК («Спейс шаттл» (США) и «Буран» (СССР)).

Так как на всех этапах полета, за исключением этапа спуска в атмосфере, крылья являются пассивной массой, ухудшающей массовые характеристики конструкции МТКК, возникает вопрос об отказе от крыла и возложении его функций на несущий корпус, обеспечивающий необходимые аэродинамические характеристики во всем диапазоне скоростей полета и при посадке на подготовленную аэродромную полосу.

Предложенная форма аэродинамически несущего корпуса МТКК в виде эллипсоида с плоской нижней поверхностью, большая ось которого расположена вдоль вектора набегающего потока, а малая ось эллипса – перпендикулярна к вектору набегающего потока, позволяет обеспечить, при наличии аэродинамических органов стабилизации, довольно высокое аэродинамическое качество на дозвуковых режимах полета при посадке, что очень важно при самолетной посадке таких МТКК. Кроме того, наличие органов аэродинамической стабилизации, расположенных в кормовой части корпуса позволяет удовлетворить требованиям самобалансировки аппарата на углах атаки, соответствующих максимальной подъемной силе при полете на гиперзвуковых скоростях.

При реализации мер, направленных на улучшение аэродинамических характеристик и повышения безопасности полета на всех режимах за счет дублирования органов стабилизации и управления, увеличения коэффициента подъемной силы за счет тангенциального выдува воздуха на верхней поверхности корпуса, предложенная форма «несущего корпуса» обеспечит, надежную и безопасную посадку МТКК на аэродромную полосу со скоростью, не превышающей посадочную скорость современных транспортных самолетов.

Lifting body configured reusable transport spacecraft

Zotov A.A., Volkov A.N.
MAI, Moscow, Russia

Among the problems arising in the design of new-generation space technology, one of the most important is aerodynamic, associated with the choice of the geometric configuration that determines the appearance of the vehicle and its aerodynamic characteristics in a wide range of flight speeds of the reusable transport spacecraft (RTS) descending from the satellite orbit to the Earth.

The use of the aerodynamic lifting force on the RTS makes it possible to carry out a maneuver during landing both in the plane of the descent trajectory and in the lateral direction. Therefore, the most effective RTS is the planning one, i.e. having a sufficiently high value of the aerodynamic quality coefficient. Until now, such a quality was endowed with the winged spacecraft (Space Shuttle (USA) and Buran (USSR)).

At all stages of flight, with the exception of the descent stage in the atmosphere, the wings are passive mass, which degrades the mass characteristics of the RTS design. Therefore, for the purpose

of weight optimization, the question arises of abandoning the wing and assigning its functions to the load-bearing body, which provides the necessary aerodynamic characteristics in the entire range of flight speeds and when landing on a prepared airfield strip.

The proposed lifting body shape of the RTS in the form of an ellipsoid with a flat bottom surface, the major axis of which is located along the incident flow vector, and the small axis of the ellipse is perpendicular to the incident flow vector, allows providing, in the presence of aerodynamic stabilization elements, a fairly high aerodynamic quality at subsonic modes flight when landing, which is very important for an airplane landing of such RTS. In addition, the presence of aerodynamic stabilization organs located in the aft part of the hull makes it possible to satisfy the requirements for self-balancing of the apparatus at angles of attack corresponding to the maximum lift when flying at hypersonic speeds.

When implementing measures aimed at improving aerodynamic characteristics and increasing flight safety in all modes by duplicating stabilization and control elements, increasing the lift coefficient due to tangential air exhaust on the upper surface of the hull, the proposed lifting body shape will provide a reliable and safe landing RTS to the airfield strip at a speed not exceeding the landing speed of modern transport aircraft.

Применение широкодиапазонного сопла с центральным телом в сверхлегких ракетах-носителях

Каун Ю.В., Чернышов М.В., Матвеев С.А.

БГТУ «ВОЕНМЕХ», г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время в мире идет работа по созданию нескольких десятков сверхлегких ракет-носителей. В последние годы идет борьба между разработчиками данного класса ракета-носителей за право занять эту нишу. Каждый из них стремится понизить стоимость выведение одного килограмма полезного груза на орбиту. Сейчас лёгким классом считаются ракеты, выводящие на низкую опорную орбиту груз массой до 5 т. Эти транспортные системы среднего размера, способные нести полезную нагрузку до 350 кг, предназначены для запуска небольших спутников в космос.

Оптимальным вариантом для получения максимальной тяги двигателя было бы применение идеального сопла, обладающее свойством авторегулируемости. Все это побуждает к поиску альтернативных двигательных установок, имеющих малые размеры, достаточно высокие тяговые характеристики и небольшие потери тяги при работе на различных высотах. Однако в настоящее время разработка такого сопла является чрезвычайно трудной задачей. Перспективными двигательными устройствами, обладающие свойством авторегулируемости, могут быть кольцевые сопла с центральным телом. Такое сопло существенно выигрывает за счёт увеличения показателей высотных характеристик, особенно это заметно на низких высотах полёта, где свойство авторегулируемости так важно. Клиновоздушные сопла реактивных двигателей могут стать конкурентоспособной альтернативой для ракета-носителя многоразового использования.

Наличие клиновидного центрального тела естественным образом компенсирует изменение атмосферного давления.

В данной работе исследуются две конфигурации центрального тела клиновоздушного реактивного двигателя: полноразмерный конус, усеченный клин. Установлено, что сумма сил давления и трения, воздействующих на поверхности осесимметричного сопла с центральным телом, с увеличением степени нерасчетности, начиная с некоторой ее величины, не изменяется. Проблема высокого термического нагружения центрального тела частично решается путём отсечения его хвостовой части. Однако существенный недостаток состоит в том, что на больших высотах за его основанием формируется турбулентный след, приводящий к высокому аэродинамическому сопротивлению и снижению эффективности устройства. Проблема может быть решена путём инжекции вторичного потока в область, находящуюся под воздействием высоких температур. Для ее решения также может быть рекомендовано использование пленочного охлаждения центрального тела или газопроницаемых вставок в его конструкцию.

Application of a wide-range nozzle with a central body in ultralight launch vehicles

Kaun Y.V., Chernyshov M.V., Matveev S.A.
BSTU "VOENMEH", Saint-Petersburg, Russia

Currently, the world is working on the creation of several dozen ultralight launch vehicles. In recent years, there has been a struggle between the developers of this class of launch vehicles for the right to occupy this niche. Each of them seeks to reduce the cost of putting one kilogram of payload into orbit. Currently, the light class is considered to be rockets that put a load weighing up to 5 tons into a low reference orbit. These medium-sized transport systems, capable of carrying a payload of up to 350 kg, are designed to launch small satellites into space.

The best option for obtaining maximum engine thrust would be to use an ideal nozzle that has the property of auto-adjusting. All this prompts the search for alternative propulsion systems with small dimensions, sufficiently high thrust characteristics and low thrust losses when operating at different altitudes. However, the development of such a nozzle is currently an extremely difficult task. Annular nozzles with a central body can be promising propulsion devices with the property of autoregulation. Such a nozzle significantly benefits from an increase in altitude performance, this is especially noticeable at low flight altitudes, where the auto-control property is so important. Wedge-air jet nozzles could be a competitive alternative for a reusable launch vehicle.

The presence of a wedge-shaped central body naturally compensates for changes in atmospheric pressure.

In this paper, two configurations of the central body of a wedge-air jet engine are investigated: a full-size cone, a truncated wedge. It has been established that the sum of the pressure and friction forces acting on the surface of an axisymmetric nozzle with a central body does not change with an increase in the degree of off-design, starting from a certain value. The problem of high thermal loading of the central body is partially solved by cutting off its tail. However, a significant drawback is that at high altitudes behind its base a turbulent wake is formed, leading to high aerodynamic drag and a decrease in the efficiency of the device. The problem can be solved by injecting a secondary flow into an area exposed to high temperatures. To solve it, it can also be recommended to use a film cooling of the central body or gas-permeable inserts in its structure.

Анализ эффективности вывода малых КА ракета-носителями сверхлёгкого класса

Козедра П.А., Титов Д.М., Винничук С.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Проектирование перспективных ракет-носителей (РН) сверхлёгкого класса (СЛК) в настоящее время является актуальной научно-прикладной задачей.

Определение оптимального проектного облика РН СЛК позволит повысить эффективность её использования при проведении запуска малых космических аппаратов (МКА), так как создание и отработка новейших технологий в ракетно-космической технике всегда требовало привлечения достаточно больших, как материально-финансовых средств, так и высококвалифицированного персонала, что в настоящее время является достаточно проблематичным.

В работе проводится анализ ситуации с актуальностью разработок в области создания МКА. Также рассматривается перспектива их дальнейшего развития при различных сценариях к освоению рынка аппаратов, рассматриваемого класса.

Одной из основных задач при создании РН СЛК является формирование и обоснование адекватности выбранной группы или главного критерия эффективности.

Анализ эффективности вывода МКА рассматривается при различных путях решения поставленной задачи: имеющимися средствами выведения; вновь разрабатываемыми системами или используя возможности модернизации имеющегося задела в ракетных технологиях.

В заключение делаются выводы о выборе наиболее эффективного пути решения задачи вывода МКА с помощью РН СЛК при различных подходах.

Analysis of the efficiency of launching small spacecraft by ultralight launch vehicles

Kozedra P.A., Titov D.M., Vinnichuk S.V.

MAI, Moscow, Russia

Analysis of the effectiveness of the launch of small spacecraft by ultralight class launch vehicles
Designing advanced ultralight class launch vehicles (SLC) is currently an urgent scientific and applied task.

Determining the optimal design appearance of the SLK rocket launcher will increase the efficiency of its use during the launch of small spacecraft (MKA), since the creation and development of the latest technologies in rocket and space technology has always required the involvement of sufficiently large, both material and financial resources, and highly qualified personnel, which is currently quite problematic.

The paper analyzes the situation with the relevance of developments in the field of creating an ICA. We also consider the prospect of their further development under various scenarios for the development of the market of devices of this class.

One of the main tasks in the creation of the RN SLK is the formation and justification of the adequacy of the selected group or the main criterion of effectiveness.

The analysis of the effectiveness of the ICA withdrawal is considered in various ways of solving the task: by existing means of withdrawal; by newly developed systems or by using the possibilities of upgrading the existing groundwork in missile technologies.

In conclusion, conclusions are drawn about the choice of the most effective way to solve the problem of inferring MCA using RN SLC with different approaches.

К решению задачи восстановления входов динамических управляемых систем

Крупеников Е.А., Субботина Н.Н.

ИММ УрО РАН, г. Екатеринбург, Россия

Необходимость решения задач восстановления входов (управлений) динамических управляемых систем по известным выходам (неточным дискретным замерам состояний) наблюдаемых движений этих систем часто возникает в прикладных задачах робототехники, аэронавтики, навигации и других областях, имеющих дело с управляемыми динамическими процессами.

Часто требуется осуществлять реконструкцию динамически, в реальном времени, по мере поступления точек замеров. Эта задача является некорректной, так как управление, порождающее наблюдаемую траекторию, может определяться не единственным образом. Для корректной постановки этой обратной задачи под её решением понимается восстановление нормального управления, т.е. управления, имеющего минимальную норму в пространстве L_2 среди всех допустимых измеримых управлений, удовлетворяющих заданным геометрическим ограничениям и порождающих наблюдаемую траекторию.

Предлагается новый метод решения таких обратных задач для класса детерминированных аффинно-управляемых динамических систем. Метод использует неклассический вариационный подход, предложенный авторами. При этом для построения аппроксимаций решения рассматриваются вспомогательные задачи вариационного исчисления на оптимум интегрального регуляризованного (по Тихонову) функционала невязки фазовых переменных. От других подходов, опирающихся на вспомогательные оптимизационные задачи, этот подход отличает использование выпукло-вогнутых функционалов. Такая структура функционалов обеспечивает устойчивость построенных аппроксимаций к информационным помехам и их сходимости к нормальному управлению в слабом со звездой смысле. Реализация метода требует использования стандартных пакетов интегрирования систем обыкновенных линейных дифференциальных уравнений.

Приводится иллюстрационный пример численной реализации предложенного метода для модельной системы, описывающей управляемый полет материальной точки.

On solutions of problems of input dynamic reconstruction

Krupennikov E.A., Subbotina N.N.
IMM UB RAS, Ekaterinburg, Russia

The need to solve problems of reconstruction of inputs (controls) of controlled dynamic systems by known outputs (incorrect discrete measurements of states) of the observed movements of such systems often arises in applied problems of robotics, aeronautics, navigation and other areas dealing with controlled dynamic processes.

It is often required to carry out the reconstruction dynamically, in real time, as results of measurements arrive. This problem is incorrect, since the control generating the observed trajectory can be determined in more than one way. For the correct formulation of this inverse problem, its solution is understood as the reconstruction of the normal control, i.e. control that has the minimum norm in the space L_2 among all admissible measurable controls satisfying the given geometric constraints and generating the observed trajectory.

A new method is proposed for solving such inverse problems for a class of deterministic affine-controlled dynamical systems. The method uses a non-classical variational approach proposed by the authors. In this case, to construct approximations of the solution, auxiliary problems of the calculus of variations for the optimum of the integral regularized (according to Tikhonov) functional of the residual of phase variables are considered. This approach differs from other approaches based on auxiliary optimization problems by the use of convex-concave functionals. Such a structure of functionals ensures the stability of the constructed approximations to information noise and their convergence to normal control in the weak-star sense. The implementation of the method requires the use of standard integration packages for systems of ordinary linear differential equations.

An illustrative example of the numerical implementation of the proposed method for a model system describing the controlled flight of a material point is given.

Применение функционально-избыточных инерциальных измерительных блоков для решения задач повышения надежности и обеспечения отказоустойчивости

Кузнецов И.М., Жарков М.В., Веремеенко К.К., Пронькин А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день к системам управления летательных аппаратов (ЛА) различных классов и областей применений, в том числе беспилотных (БЛА) и малых космических аппаратов (МКА) выдвигаются требования к надежности и обеспечению работоспособности при наличии возможных неисправностей. Традиционно одним из способов повышения надежности и обеспечения отказоустойчивости является использование информационной избыточности.

Одним из важных преимуществ бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) является возможность повышения надежности измерения вектора входных параметров при меньших совокупных затратах, чем, например, в традиционных инерциальных навигационных системах (ИНС) на базе гиросtabilизированных платформ (ГСП), когда цель достигается резервированием на уровне систем. В бесплатформенном варианте эта задача решается путем использования избыточного количества измерительных элементов в составе инерциального измерительного блока (ИИБ). ИИБ в этом случае называют функционально-избыточным (ФИИБ), поскольку он способен выполнять свою функцию различными комбинациями, например, акселерометров, измеряющих компоненты вектора кажущегося ускорения, и гироскопов, поставляющих информацию о параметрах движения подвижного объекта относительно центра масс. При этом контролируется как аппаратурная – выход из строя самого чувствительного элемента, так и информационная надежность – как мера точности выходной информации.

Под избыточностью понимается разность между используемым в ИИБ числом датчиков первичной информации и их числом, минимально необходимым для формирования измерительного базиса, обеспечивающего измерение, например, вектора кажущегося ускорения, либо вектора абсолютной угловой скорости. Измерительная система в общем случае может быть не ортогональной, при этом достигается оптимальность технического решения ФИИБ, например, по массогабаритным и экономическим показателям.

Объектом исследования в работе является отказоустойчивая БИНС с избыточным числом измерителей. Рассматривается способ обнаружения отказов для повышения точности и надежности бесплатформенного ФИИБ. Возникающая в этом случае структурная избыточность бесплатформенного инерциального измерительного блока (БИИБ) предназначена для повышения отказоустойчивости и точности БИНС для КЛА. Приводятся результаты полноценного имитационного моделирования.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2020-0015.

Functionally redundant inertial measurement units for increasing reliability and ensuring fault tolerance application

Kuznetsov I.M., Zharkov M.V., Veremeenko K.K., Pronkin A.N.
MAI, Moscow, Russia

For the present, the control systems of various types and applications aircraft, including unmanned aerial vehicles (UAVs) and small space aircraft, have requirements for reliability and ensuring operability in the presence of possible failures. Traditionally, one of the ways to improve reliability and ensure fault tolerance is the use of information redundancy.

One of the important advantages of strapdown inertial navigation systems (SINS) is the ability to increase the reliability of the input parameters vector measurement at a lower total cost than, for example, in traditional inertial navigation systems based on gyrostabilized platforms, when the goal is achieved by system redundancy. In the strapdown version, this problem is solved by using an excessive number of measuring elements in the inertial measurement unit. In this case, the IMU is called functionally redundant, since it is able to perform its function in various combinations, for example, accelerometers that measure the components of the special force vector, and gyros that provide information about the parameters of relative to the center of mass moving object movement. At the same time, both hardware reliability – the failure of the most sensitive element, and information reliability – as a measure of the accuracy of the output information are monitored.

Redundancy refers to the difference between the number of primary information sensors used in the IMU and their number, which is minimally necessary for the measurement basis formation, for example, of the specific force vector or the absolute angular velocity vector. In general, the measuring system may not be orthogonal, and the optimal technical solution of the functionally redundant IMU is achieved, for example, in terms of weight and size and economic indicators.

The object of research in this paper is a fault-tolerant SINS with an excessive number of measurers. Accuracy and reliability improving failure detection technique of a strapdown inertial navigation system redundant inertial measurement unit is considered. The resulting structural redundancy of the strapdown inertial measurement unit is designed to increase the fault tolerance and SINS accuracy.

The research was carried out within the state assignment of Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (theme No. FSFF-2020-0015).

Создание методики управления двигателем-маховиком с бортового комплекса управления для высокодинамичных космических аппаратов

¹Некрасов В.В., ²Соседко К.А.

¹Корпорация «ВНИИЭМ», ²РТУ МИРЭА, г. Москва, Россия

При диссертационном исследовании на тему: «Микроконтроллерная система управления двигателем-маховиком для высокодинамичных космических аппаратов», выполняющемся согласно специальности № 05.13.01 (системный анализ, управление и обработка информации) была разработана отечественная методика управления двигателем-маховиком в режиме управления скоростью вращения ротора с бортового комплекса управления высокодинамичного космического аппарата. В представленной работе рассмотрен положительный эффект от перехода решения ряда задач централизованного управления, обеспечиваемых бортовым комплексом управления, к децентрализованному управлению исполнительными органами (двигателями-маховиками) системы ориентации и стабилизации высокодинамичного космического аппарата. Данный переход реализован с помощью ввода в

схему управления двигателя-маховика следующего: обратной связи по скорости вращения ротора, микроконтроллерной системы управления [1] и созданного алгоритма управления в режиме «по скорости вращения ротора двигателя-маховика».

По итогам проделанной работы, для натурных испытаний, были создан прототип двигателя-маховика с системой внутреннего микроконтроллерного управления и комплект проверочной аппаратуры, имитирующей управляющие сигналы бортового комплекса управления космического аппарата.

Натурные испытания подтвердили адекватность решения поставленных задач, теоретических методов и доказали работоспособность созданной методики управления двигателем-маховиком по скорости вращения ротора с бортового комплекса управления для высокодинамичных космических аппаратов.

Благодаря проделанному исследованию, увеличилась эффективность управления космическим аппаратом по критерию быстродействия обработки углового маневра космического аппарата до 2 порядков, а по критерию точности обработки углового маневра более чем на 12%, в сравнении с аналогами.

По итогам результатов натурных испытаний, созданная методика управления внедрена в работы АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Литература:

1. Бабишин В.Д., Дементьев Д.Ю., Мартынов В.С., Михайлов М.А., Некрасов В.В., Соболев Д.Ю., Соседко К.А. Особенности цифрового управления двигателя-маховика АО «Корпорация «ВНИИЭМ» для высокодинамичных космических аппаратов. – г. Королев: Космическая техника и технологии 2019№2(25) апрель-июнь, ISSN2308-7625 – С. 107 – 111.

Creation of a methodic for controlling the flywheel engine from the onboard control system for highly dynamic satellites

¹Nekrasov V.V., ²Sosedko K.A.

¹VNIEM Corporation, ²RTU MIREA, Moscow, Russia

During the dissertation research on the topic: "Microcontroller control system of the flywheel engine for highly dynamic satellites", which is carried out according to the specialty No. 05.13.01 (system analysis, control and information processing), a domestic methodic of controlling the flywheel engine in the mode of controlling the rotor speed from the onboard control complex. In the presented work, the positive effect of the transition from solving a number of centralized control tasks provided by the onboard control system to decentralized control of the executive bodies (flywheel engines) of the orientation and stabilization system for a highly dynamic spacecraft is considered. This transition is implemented by entering the following into the control circuit of the flywheel motor: feed-back on the speed of rotation of the rotor, the microcontroller control system [1] and the created control algorithm in the mode "by the speed of rotation of the rotor of the flywheel motor".

As a result of the work done, a prototype of a flywheel engine with an internal microcontroller control system and a set of test equipment simulating the control signals of the spacecraft's with onboard control system were created for full-scale tests. Full-scale tests confirmed the adequacy of the solution of the tasks set, theoretical methods and proved the efficiency of the created method of controlling the engine-flywheel by the speed of rotation of the rotor from the onboard control system for highly dynamic satellites.

Thanks to the research done, the spacecraft control efficiency has increased by up to 2 orders of magnitude in terms of the speed of the spacecraft angular maneuver development, and by more than 12% in terms of the accuracy of the angular maneuver development, in comparison with analogs.

Based on the results of field tests, the created management methodology was introduced into the work of VNIEM Corporation JS.

References:

1. Babishin V. D., Dementyev D. Yu., Martynov V. S., Mikhailov M. A., Nekrasov V. V., Sobolev D. Yu., Sosedko K. A. Features of digital control of the flywheel engine of JSC "VNIEM Corporation" for highly dynamic space-craft – G. Korolev: Space Technology and Technologies 2019 No. 2 (25) April-June, ISSN2308-7625 – P. 107 – 111.

Принципы управления космическим аппаратом с помощью двухстепенных силовых гироскопов с различным уровнем кинетического момента

Сумароков А.В., Платонов В.Н.

РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Работа посвящена разработке алгоритмов управления ориентацией космического аппарата, предназначенного для съемки различных районов земной поверхности с высоким пространственным разрешением. Ввиду необходимости осуществления быстрых переориентаций спутника в процессе съемки, в качестве основных исполнительных органов для управления угловым движением были выбраны двухстепенные силовые гироскопы (гиродины). В докладе рассматривается режим раскрутки силовых гироскопов и режимы, восстановления управляемости спутника после рестарта бортовой центральной вычислительной машины. Предполагается, что в данных режимах уровень кинетического момента системы гиродинов не полон, но уже достаточен для выполнения угловой стабилизации и управление уже ведется с их использованием в качестве исполнительных органов. Однако, в связи с тем, что набор угловой скорости вращения роторов и их выбег происходят неравномерно, уровень набранного кинетического момента отличается для различных силовых гироскопов.

В докладе рассмотрена модификация закона управления скоростью прецессии гиродинов, позволяющая осуществлять управление спутником в данной ситуации. Демонстрируется, что различный уровень кинетического момента отдельных гиродинов приводит к появлению внутри области вариации кинетического момента данной гиросистемы целого набора непроходимых особых поверхностей, создающих трудности при управлении угловым движением спутника. В докладе приводятся методы определения попадания суммарного кинетического момента гиросистемы на одну из указанных поверхностей и указываются пути их обхода. С использованием методов математического моделирования демонстрируется правильность выбранной концепции управления с использованием таких исполнительных органов и эффективность предложенных алгоритмов. Доказывается возможность применения гиродинов с различным уровнем кинетического момента для реализации данным спутником задачи управления угловым движением.

Principles Of Spacecraft Control Using One-Axis Power Gyroscopes With Different Kinetic Moment Levels

Sumarokov A.V., Platonov V.N.

RSC "Energia", Korolev, Russia

The work is devoted to the algorithms development for controlling the spacecraft orientation. It is supposed that spacecraft is designed for Earth remote sensing with a high spatial resolution, so as the main actuators for the angular motion control were chosen one axis power gyroscopes (gyrodines). That choice were realized because of the demand for fast satellite reorientation during the survey. This report considers the mode of spinning up the power gyroscopes and the modes of restoration of satellite controllability after the restart of the on-board computer. It is assumed that in these modes the level of the angular momentum of the gyrodines is not complete, but is already sufficient to perform angular stabilization, and control is already being carried out using them as actuators. However, because of fact that increasing and runoff of gyrodine rotors angular speed of rotation occur unevenly, the level of the accumulated angular momentum differs for different power gyroscopes. The report considers a modification of the control law for the precession rate of gyrodines, which makes it possible to control the satellite in this situation. It is shown that a different level of angular momentum of individual gyrodines leads to the appearance within the region of variation of the total angular momentum of a gyrosystem some set of impassable singular surfaces that create difficulties in controlling the angular motion of the satellite. In the report were specified some methods for determining situation when the total angular momentum of the gyrosystem is impacted with one of the indicated surfaces, and then indicated the ways to bypass them. The correctness of the selected control concept and the effectiveness of the proposed algorithms were proved by mathematical modeling. The possibility of such satellite attitude control using gyrodines with different levels of angular momentum is demonstrated.

Передача целевой информации по служебным каналам данных спутниковой связи

Хантимиров А.Г., Непомнящий О.В., Кочан И.В., Шишкина И.С.

СФУ, г. Красноярск, Россия

Одним из перспективных направлений применения малых комических аппаратов (МКА), функционирующих на низких орбитах, является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ). Применение МКА для ДЗЗ открывает новые возможности для получения видеoinформации высокого качества за счет низкой орбиты лётa, однако это накладывает ряд ограничений по энергопотреблению и массогабаритным характеристикам.

Для уменьшения энерго-массовых характеристик МКА для ДЗЗ предложено использование бортовой аппаратуры командно-измерительной системы для передачи не только служебной информации, но и для трансляции целевой информации – видеoinформации высокого разрешения.

Передача целевой информации возможна только в зоне видимости наземного комплекса управления (НКУ) в течение временного промежутка от 2 до 10 минут со скоростью передачи данных от 1000 бит/с до 32000 бит/с. Согласно проведенным расчетам, данного временного промежутка и скорости передачи недостаточно для передачи значимого количества целевой информации. Для увеличения количества видеoinформации, передаваемой за один сеанс связи с НКУ, предлагается рассмотреть использование эффективных алгоритмов сжатия потокового видео.

Анализ существующих методов сжатия потокового видео показал, что их применения в неизменном программном виде недостаточно для организации процесса передачи видеoinформации по служебным каналам связи.

Решение может быть найдено при использовании системы кодирования основанной на комбинированном использовании методов прямого, дискретного и многомерного преобразований, базирующихся на современных видео-кодерах, позволяющей добиться с одной стороны допустимых потерь в качестве изображения, с другой обеспечить максимальное сжатие данных. При этом требуется обоснованный выбор использования базового кодера и предложения для его доработки с учетом специфики эксплуатации МКА на низких орбитах. Кроме того, необходимо рассматривать возможность создания сверхбольшой интегральной схемы видео-кодера предназначенной для функционирования в условиях дестабилизирующих факторов космического пространства.

Метод многомерного пространственного преобразования (МПП) был предложен для использования в видео-кодере предыдущего поколения. Экспериментально на программной модели было подтверждено, что применение МПП существенно сокращает объем кодированных данных. Это позволяет предположить, что использование современного видео-кодера AV1 в качестве базового для комплексной системы кодирования позволит достичь желаемого результата.

Target information transmission over service data channels of satellite communication

Khantimirov A.G., Nepomnyashchiy O.V., Kochan I.V., Shishkina I.S.

SibFU, Krasnoyarsk, Russia

Remote sensing of the Earth (ERS) is one of the promising applications of small spacecraft (SSC) operating in low orbits. SSC for ERS opens up new possibilities for obtaining high-quality video information from low-orbit flight, however this imposes a number of limitations on energy consumption, mass and dimensions.

To reduce the energy-mass characteristics of SSC for ERS is proposed to use the on-board equipment of a command-measuring system for transmission not only service information but also target information – high-resolution video information.

Transmission of targeted information is only possible within the visibility of the Ground Control Station (GCS) during a time interval of 2 to 10 minutes, with data transmission rates ranging from 1,000 bit/s to 32,000 bit/s. According to the calculations the given time period and speed are not sufficient to transmit a significant amount of target information. To increase the amount of video information transmitted in one communication session with the GCS, it is proposed to consider the use of efficient video streaming compression algorithms.

The analysis of existing video streaming compression methods showed that their application in unmodified programmatic form is not sufficient to organize the process of transmitting video information through the service communication channel.

The solution can be found by applying a coding system based on the combined use of linear, discrete and multidimensional methods of transformations based on modern video encoders, which allows to achieve, on the one hand, acceptable loss in image quality, on the other hand, to ensure maximum data compression. This requires a well-grounded choice of using the basic encoder and proposals for its refinement, taking into account the specifics of the operation SSC in low orbits. In addition, it is necessary to consider the possibility of creating a very-large-scale integration circuit of video encoder designed to function in conditions of destabilizing factors of outer space.

A multidimensional spatial transformation (MST) method has been proposed for use in a previous generation video encoder. It has been experimentally proven on the simulation model that the use of the MST significantly reduces the amount of encoded data. This suggests that the using of a modern AV1 video encoder as a base for a complex coding system allows to achieve the desired result.

Алфавитный указатель

Index

А

Агиней Р.В. 19
Андреевский Б.Р. 66
Анфалов А.С. 62

Б

Бабайцев А.В. 26, 27, 30, 49
Баркова М.Е. 64
Бодрышев В.В. 28
Болотник Н.Н. 64
Борзых С.В. 62
Брыкин В.А. 34
Будник С.А. 59
Букреев В.Г. 32
Буксар М.Ю. 37
Бурова А.Ю. 63

В

Вахтерова Я.А. 29
Веремеенко К.К. 71
Винничук С.В. 69
Волков А.В. 30
Волков А.Н. 67
Вятлев А.П. 26

Г

Гаджиев Э.В. 31
Гегбардт В.А. 32, 34
Гинзбург И.Б. 11
Гурьянов А.В. 41

Д

Добросердов Д.Г. 24
Добрянский В.Н. 34

Е

Егоров Ю.Г. 56
Езерский В.В. 12
Ельчинская Н.С. 36
Ермолаев В.И. 37
Ермолаев Ю.Л. 12

Ж

Жарков М.В. 71
Жуков А.А. 13, 64
Журавлёв А.В. 34

З

Заграева А.В. 31

Зайцева Ю.С. 66
Зарубин Д.С. 15
Зотов А.А. 67
Зуев Д.М. 16

К

Каун Ю.В. 68
Киселев П.В. 34
Клыков П.П. 18
Козедра П.А. 69
Коротков А.И. 48
Костишин М.О. 41
Кочан И.В. 75
Кочетков Ю.М. 63
Кочнев К.В. 59
Кривень Г.И. 38
Крупеников Е.А. 70
Крючков П.А. 34
Кузнецов И.М. 71
Кузнецов Н.В. 66
Кульков В.М. 56
Кургузов А.В. 39

Л

Ламзин В.А. 43
Ламзин В.В. 43
Ларин А.А. 28
Лосев М.В. 19

М

Маркелов В.В. 41
Маскайкин В.А. 42
Матвеев С.А. 68
Махаева М.М. 43
Махров В.П. 42
Мацькин С.В. 51
Метечко Л.Б. 20
Милованов В.А. 44

Н

Некрасов В.В. 72
Ненарокомов А.В. 59
Непомнящий О.В. 75
Нестеришин М.В. 32
Нетелев А.В. 18

О

Орехов А.А. 45
Осипов В.В. 51

П

Пичугин С.Б. 46
Пичужкин П.В. 48
Платонов В.Н. 74
Погодин В.А. 53
Прокудин О.А. 49
Пронькин А.Н. 71

Р

Рабинский 53
Рабинский Л.Н. 34, 45, 50, 60
Ревизников Д.Л. 59
Родченко В.В. 15

С

Савилкин С.Б. 51
Савилкина О.А. 51
Садретдинова Э.Р. 15
Серпичева Е.В. 29, 52
Сизов А.С. 24
Ситников С.А. 53
Соляев Ю.О. 49, 60
Сорокин А.Е. 20
Соседко К.А. 72
Соцков И.А. 21
Субботина Н.Н. 70
Сумароков А.В. 74

Т

Тарасова А.Н. 54
Титенко Е.А. 24
Титов Д.М. 69
Тушавина О.В. 50, 56
Тюлин А.Е. 13

У

Уланов Д.В. 23

Ф

Федотенков Г.В. 29, 52
Федюнин Д.А. 48
Фирсюк С.О. 56
Формалев В.Ф. 56

Х

Хамадов Р.Р. 48
Ханов В.Х. 16
Хантимиров А.Г. 75
Хоанг Ву Тан 58

Хомяков М.К. 62
Хромов О.Е. 13

Ч

Чебаков Е.В. 59
Чернышов М.В. 68
Чжо Й.К. 60
Чурило И.В. 13

А

Aginey R.V. 19
Andrievsky B.R. 66
Anfalov A.S. 62

В

Babaytsev A.V. 26, 27,
31, 49
Barkova M.E. 65
Bodryshev V.V. 28
Bolotnik N.N. 65
Borzykh S.V. 62
Brykin V.A. 35
Budnik S.A. 60
Bukreev V.G. 33
Buksar M.Yu. 38
Burova A.Y. 64

С

Chebakov E.V. 60
Chernyshov M.V. 69
Churilo I.V. 14

Д

Dobroserdov D.G. 25
Dobryanskiy V.N. 35

Е

Egorov Yu.G. 57
Elchinskaya N.S. 36
Ermolaev V.I. 38
Ermolaev Yu.L. 13
Ezerskiy V.V. 13

Ф

Fedotenkov G.V. 30, 52
Fedunin D.A. 48
Firsyuk S.O. 57
Formalev V.F. 56

Г

Gadzhiev E.V. 32
Gebgardt V.A. 33, 34
Ginzburg I.B. 11

Ш

Шахматов А.В. 16
Шестеркин П.С. 27
Шишкина И.С. 75
Шукалов А.В. 41

Щ

Щитов А.Н. 24

Gurjanov A.V. 41

Н

Namadov R.R. 48
Hoang Vu Tan 58

К

Kaun Y.V. 69
Khanov V.Kh. 17
Khantimirov A.G. 75
Khomyakov M.K. 62
Khromov O.E. 14
Kiselev P.V. 34
Klykov P.P. 18
Kochan I.V. 75
Kochetkov Yu.M. 64
Kochnev K.V. 60
Korotkov A.I. 48
Kostishin M.O. 41
Kozedra P.A. 70
Kriven G.I. 39
Krupennikov E.A. 71
Kryuchkov P.A. 34
Kulkov V.M. 57
Kurguzov A.V. 40
Kuznetsov I.M. 72
Kuznetsov N.V. 66
Kyaw Y.K. 61

Л

Lamzin V.A. 44
Lamzin V.V. 44
Larin A.A. 28
Losev M.V. 19

М

Mahrov V.P. 43
Makhaeva M.M. 44
Markelov V.V. 41
Maskaykin V.A. 43
Matsykin S.V. 51
Matveev S.A. 69
Metechko L.B. 21
Milovanov V.A. 45

Ю

Юн С.У. 56

Я

Ян Н.М. 27

Н

Nekrasov V.V. 73
Nenarokomov A.V. 60
Nepomnyashchiy O.V.
75
Nesterishin M.V. 33
Netelev A.V. 18

О

Orehhov A.A. 46
Osipov V.V. 51

Р

Pichugin S.B. 47
Pichuzhkin P.V. 48
Platonov V.N. 74
Pogodin V.A. 54
Prokudin O.A. 49
Pronkin A.N. 72

Р

Rabinskiy L.N. 35, 46,
50, 54, 61
Reviznikov D.L. 60
Rodchenko V.V. 15

С

Sadretdinova E.R. 15
Savilkin S.B. 51
Savilkina O.A. 51
Schitov A.N. 25
Serpicheva E.V. 30, 52
Shakhmatov A.V. 17
Shesterkin P.S. 27
Shishkina I.S. 75
Shukalov A.V. 41
Sitnikov S.A. 54
Sizov A.S. 25
Solyaev Yu.O. 49, 61
Sorokin A.E. 21
Sosedko K.A. 73
Sotskov I.A. 22
Subbotina N.N. 71
Sumarokov A.V. 74

T

Tarasova A.N. 55
Titenko E.A. 25
Titov D.M. 70
Tushavina O.V. 50, 56
Tyulin A.E. 14

U

Ulanov D.V. 23

V

Vahterova Y.A. 30
Veremeenko K.K. 72
Vinnichuk S.V. 70
Volkov A.N. 67
Volkov A.V. 31
Vyatlev A.P. 26

Y

Yan N.M. 27

Yoon S.W. 57

Z

Zagraeva A.V. 32
Zaitceva I.S. 66
Zarubin D.S. 15
Zharkov M.V. 72
Zhukov A.A. 14, 65
Zhuravlev A.V. 34
Zotov A.A. 67
Zuev D.M. 17

**Международная конференция
«Космические системы»
Тезисы**

**International Conference
“Space Systems”
(AviaSpace-2021)
Abstracts**



Издательство «Перо»
109052, Москва, Нижегородская ул., д. 29-33, стр. 27, ком. 105
Тел.: +7 495 973-72-28, 665-34-36
Подписано к использованию 18.05.2021.
Объём 1,02 Мбайт. Электрон. текстовые данные. Заказ 425.

ОРГАНИЗАТОР
ORGANIZER



КОНТАКТЫ
CONTACTS

125992, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4

Volokolamskoe shosse, 4, Moscow, 125993

aviacosmos@gmail.com

space.mai.ru