

3-я Международная научно-техническая конференция «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения»

Тезисы

3rd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2024)

Abstracts

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

26-30 августа 2024

Moscow Aviation Institute
(National Research University)

26-30 August 2024

2024

3-я Международная конференция
«Скоростной транспорт будущего: перспективы,
проблемы, решения»

3rd International Conference
on High-Speed Transport Development
(HSTD 2024)

Тезисы

Abstracts

Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет), г. Москва
26 – 30 августа 2024 года

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow
26 – 30 August 2024

УДК 629
ББК 39я43
С44

С44 **Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения. Тезисы 3-й Международной научно-технической конференции.** – М.: Издательство «Перо», 2024. – 3,8 Мб [Электронное издание]

3rd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2024). 26 – 30 August 2024, Moscow. Abstracts. – Publishing house“Pero”, 2024. – 3,8 MB. [Electronic edition].

ISBN 978-5-00258-014-9

В сборник тезисов включены доклады, представленные участниками на конференции в очном или дистанционном режиме. Конференция организована и проведена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 20 апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

The collection of abstracts includes reports presented by participants at the conference in person or remotely. The conference was organized and held as part of the implementation of the Program for the Creation and Development of a World-Class Scientific Center "Supersonic" for 2020-2025 with the financial support of the Ministry of Education and Science of Russia (agreement dated April 20, 2022 No. 075-15-2022-309).

УДК 629
ББК 39я43

ISBN 978-5-00258-014-9

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Погосян М.А. – д.т.н., академик РАН, ректор, МАИ, Россия
(сопредседатель)

Чернышев С.Л. – д.т.н., академик РАН, научный руководитель, ФАУ "ЦАГИ", Россия (сопредседатель)

Бакулин В.Н. – к.т.н., ведущий научный сотрудник, Институт прикладной механики РАН, Россия

Башкиров И.Г. – д.т.н., начальник отдела, ФАУ "ЦАГИ", Россия

Белов М.В. – д.т.н., главный системный инженер, Сколковский институт науки и технологий, Россия

Белявский А.Е. – д.т.н., доцент каф. «Экология, системы жизнеобеспечения и безопасность жизнедеятельности», МАИ, Россия

Воробьев В.В. – д.т.н., проректор по научной работе и инновациям, МГТУ ГА, Россия

Горячева И.Г. – д.ф.-м.н., академик РАН, заведующий лабораторией, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Россия

Ефремов А.В. – д.т.н., заведующий кафедрой «Аэродинамика, динамика и управление летательных аппаратов», МАИ, Россия

Козелков А.С. – д.ф.-м.н., начальник отдела, ФГУП РФЯЦ-ВНИИЭФ, Россия

Корсун О.Н. – д.т.н., начальник научно-исследовательского отдела, ГОСНИИ АС, Россия

Кутахов В.П. – д.т.н., директор проектного комплекса «Роботизированные авиационные системы», ФГБУ «НИЦ Институт имени Н.Е. Жуковского», Россия

Матвеев В.П. – д.т.н., академик РАН, научный руководитель, ПФИЦ УрО РАН, Россия

Митрофанов О.В. – д.т.н., профессор кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники», МАИ, Россия

Ненарокомов А.В. – д.т.н., заведующий кафедрой «Космические системы и ракетостроение», МАИ, Россия

Сандип Саха – PhD, профессор, Индийский технологический институт Харагпур, Индия

Синцонь Чжань – PhD, профессор, Шанхайский университет Цзяо Тун, Китай

Стрелец Д.Ю. – к.т.н., директор Дирекции института №1, МАИ, Россия

Тай Цзинь – PhD, профессор, Чжэцзянский университет, Китай

Цзяци Луо – PhD, профессор, Чжэцзянский университет, Китай

Чжунлянь Цзин – PhD, профессор, Шанхайский университет Цзяо Тун, Китай

Шагалиев Р.М. – д.ф.-м.н., член-корреспондент РАН, заместитель директора, ФГУП РФЯЦ-ВНИИЭФ, Россия

Шахматов Е.В. – д.т.н., академик РАН, научный руководитель, Самарский университет, Россия

PROGRAM COMMITTEE

Pogosyan M.A. – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Rector, MAI, Russia (**co-chairman**)

Chernyshev S.L. – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, scientific director, TsAGI, Russia (**co-chairman**)

Bakulin V.N. – Candidate of Technical Sciences, leading researcher, Institute of Applied Mechanics RAS, Russia

Bashkirov I.G. – Doctor of Technical Sciences, Head of Department, TsAGI, Russia

Belov M.V. – Doctor of Technical Sciences, Chief Systems Engineer, Skolkovo Institute of Science and Technology, Russia

Belyavsky A.E. – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, department “Ecology, life support systems and life safety”, MAI, Russia

Vorobiev V.V. – Doctor of Technical Sciences, Vice-Rector for Research and Innovation, MSTU CA, Russia

Goryacheva I.G. – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, head of the laboratory, Institute of Problems of Mechanics named after. A.Yu. Ishlinsky RAS, Russia

Efremov A.V. – Doctor of Technical Sciences, Head of the Department of Aerodynamics, Dynamics and Control, MAI, Russia

Kozelkov A.S. – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Head of Department, Russian Federal Nuclear Center, Russia

Korsun O.N. – Doctor of Technical Sciences, Head of the Research Department, State Research Institute of Aviation Systems, Russia

Kutakhov V.P. – Doctor of Technical Sciences, Director of the project complex “Robotic Aviation Systems”, National Research Center Institute named after N.E. Zhukovsky, Russia

Matveenko V.P. – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, scientific director, PFRC Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Russia

Mitrofanov O.V. – Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aircraft Design and Certification Department, MAI, Russia

Nenarokomov A.V. – Doctor of Technical Sciences, Head of the Space Systems Department, MAI, Russia

Sandeep Saha – PhD, Professor, Indian Institute of Technology Kharagpur, India

Xingqun Zhan – PhD, Professor, Shanghai Jiao Tong University, China

Strelets D.Yu. – Candidate of Technical Sciences, Director of the Institute of Aviation Technology, MAI, Russia

Tai Jin – PhD, Professor, Zhejiang University, China

Jiaqi Luo – PhD, Professor, Zhejiang University, China

Zhongliang Jing - PhD, Professor, Shanghai Jiao Tong University, China

Shagaliev R.M. – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Deputy Director, Russian Federal Nuclear Center, Russia

Shakhmatov E.V. - Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, scientific supervisor, Samara University, Russia

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

- Погосян М.А.** - д.т.н., академик РАН, ректор, МАИ (председатель)
- Равикович Ю.А.** - д.т.н., и.о. проректора по научной работе, МАИ, Россия (зам. председателя)
- Стрелец Д.Ю.** - к.т.н., директор Дирекции института №1, МАИ, Россия (зам.председателя)
- Башкиров И.Г.** - д.т.н., начальник отдела, ФАУ «ЦАГИ», Россия
- Булакина М.Б.** - директор IT-центра, МАИ, Россия
- Гавва Л.М.** - д.т.н., профессор кафедры “Проектирование и сертификация авиационной техники”, МАИ, Россия
- Гостев А.В.** - к.т.н., начальник НИО-1, МАИ, Россия
- Ефремов А.В.** - д.т.н., заведующий кафедрой "Динамика полета", МАИ, Россия
- Клиновский Р.Ю.** - директор департамента перспективных научных программ, МАИ, Россия
- Ковтунов С.С.** - инженер 2 кат. лаб.2 НИО-101, МАИ, Россия
- Крылов С.С.** - к.ф.-м.н., директор Дирекции института №8, МАИ, Россия
- Настас Г.Н.** - к.т.н., начальник отделения проектного комплекса «Роботизированные авиационные системы», ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е.Жуковского», Россия
- Осяев А.Т.** - д.т.н., профессор, РУТ (МИИТ), Россия
- Половина И.В.** - руководитель проектов департамента перспективных научных программ, МАИ, Россия
- Серебрянский С.А.** - к.т.н., доцент кафедры "Проектирование и сертификация авиационной техники", МАИ, Россия
- Хван А.В.** - ст. преподаватель кафедры "Проектирование и сертификация авиационной техники", МАИ, Россия
- Шкурин М.В.** - ст. преподаватель кафедры "Проектирование и сертификация авиационной техники", МАИ, Россия

ORGANIZING COMMITTEE

Pogosyan M.A. - Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Rector, MAI, Russia (co-chairman)

Ravikovich Yu.A. - Doctor of Technical Sciences, Vice-Rector for Research, MAI, Russia (Deputy Chairman)

Strelets D.Yu. - Candidate of Technical Sciences, Director of the Institute of Aviation Technology, MAI, Russia

Bashkirov I.G. - Doctor of Technical Sciences, Head of Department, TsAGI, Russia

Bulakina M.B. - Director of the IT center, MAI, Russia

Gavva L.M. - Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aircraft Design and Certification Department, MAI, Russia

Gostev A.V. - Candidate of Technical Sciences, Head of Research Department of Institute of Aviation Technology, MAI, Russia

Efremov A.V. - Doctor of Technical Sciences, Head of the Department of Flight Dynamics, MAI, Russia

Klinovsky R.Yu. - Director of the Department of Advanced Scientific Programs, MAI, Russia

Kovtunov S.S. - Engineer, MAI, Russia

Krylov S.S. - Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Director of the Directorate of Institute of Computer Science and Applied Mathematics, MAI, Russia

Nastas G.N. - Candidate of Technical Sciences, head of the department of the design complex "Robotic aviation systems", National Research Center Institute named after N.E. Zhukovsky, Russia

Osyayev A.T. - Doctor of Technical Sciences, Professor, RUT (MIIT), Russia

Polovina I.V. - Project Manager of the Department of Advanced Scientific Programs, MAI, Russia

Serebryansky S.A. - Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aircraft Design and Certification Department, MAI, Russia

Khvan A.V. - Senior Lecturer of the Aircraft Design and Certification Department, MAI, Russia

Shkurin M.V. - Senior Lecturer of the Aircraft Design and Certification Department, MAI, Russia

СОДЕРЖАНИЕ

TABLE OF CONTENTS

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ	8
SPACE SYSTEMS	8
КОНСТРУКЦИЯ. ПРОЧНОСТЬ. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ	34
STRUCTURE. STRENGTH. NEW MATERIALS	34
ДИНАМИКА. УПРАВЛЕНИЕ. ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМ.....	67
DYNAMICS. CONTROL. INTELLECTUALIZATION OF SYSTEMS.....	67
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ	89
MATHEMATICAL MODELING	89
ПРОЕКТИРОВАНИЕ. КОНСТРУИРОВАНИЕ. ПРОИЗВОДСТВО	117
DESIGN. CONSTRUCTION. PRODUCTION.....	117
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА, СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ	140
POWER PLANT, SYSTEMS AND EQUIPMENT	140
НАДЁЖНОСТЬ. ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТЬ. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ	160
RELIABILITY. FAIL SAFETY. MAINTENANCE AND REPAIR	160
ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ. ЖИЗНЕННЫЙ ЦИКЛ	175
TRANSPORT SYSTEMS. LIFE CYCLE	175
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....	188
ALPHABETICAL INDEX	188

Космический лифт: статика и колебания

Данилин А.Н.¹, Денисов Е.А.^{2,1}, Онучин Е.С.^{2,1}, Фельдштейн В.А.^{2,1}

¹ ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия,

² МФТИ, г. Долгопрудный, Россия

Разработана модель космического лифта для безракетного вывода спутников Земли на орбиту. Несмотря на гипотетический характер идеи космического лифта, высказанной К.Э. Циолковским, она представляет научный интерес и весьма актуальна, поскольку непосредственно примыкает к исследованиям космических тросовых систем, которые разворачиваются и функционируют в условиях открытого космоса [1]. Рассмотренная модель относится к схеме Ю.Н. Арцутанова (технологическая платформа, расположенная выше геостационарной орбиты и удерживаемая тросом, растянутым центробежными силами суточного вращения Земли).

Первой задачей исследования является выбор и анализ схемы троса, рациональной с точки зрения прочности и весовых затрат. Рассмотрены варианты троса постоянного сечения и равнопрочного троса, переменное сечение которого соответствует распределению погонных гравитационных и центробежных сил. Исследованы соотношения массы платформы и радиуса ее орбиты, обеспечивающие выполнение противоречивых условий прочности и минимального приземного натяжения, необходимого для функционирования подъемника, развозящего спутники по их орбитам. Показано, что напряжения в тросе определяются параметрами, связывающими угловую скорость вращения Земли со скоростями продольных и поперечных волн в тросе [2].

Вторая задача исследования связана с анализом возможных видов колебаний лифта в переменном поле гравитационных и центробежных сил. Получена система уравнений, описывающая связанные продольные и поперечные (тангенциальные и аксиальные) колебания относительно стационарного состояния. Вследствие пропорциональности местного натяжения и площади сечения троса равного сопротивления, его особенностью является постоянство фазовых скоростей не только упругих продольных, но и поперечных волн. Показано, что продольные волны независимы, а взаимосвязью поперечных различно поляризованных колебаний, обусловленной влиянием сил Кориолиса, допустимо пренебречь. В связи с этим из общей системы уравнений колебаний выделена «укороченная» система, пренебрегающая переменностью гравитационно-центробежного силового поля и описывающая перечисленные типы колебаний, как парциальные. Собственные функции «парциальных» уравнений использованы далее в качестве базисных функций при применении к полной системе процедуры Галеркина. Показано, что в собственных модах преобладает та компонента, чья парциальная частота близка к частоте связанных колебаний, что дает основание говорить о преимущественно продольных, тангенциальных и аксиальных колебаниях, формы которых, несмотря на неоднородность силового поля, близки к классическим «струнным».

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Научного Фонда. Проект № 22-19-00678.

Литература

1. Нуралиева А.Б. О динамике троса космического лифта. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук. 2012.
2. Danilin A.N., Denisov E.A., Onuchin E.S., Feldstein V.A. Mechanical Model of a Space Elevator. *Statics // Russian Aeronautics*, 2023, Vol. 66, No. 3, pp. 432–442. doi: 10.3103/S1068799823030030.

Space elevator: statics and vibrations

Danilin A.N.¹, Denisov E.A.^{2,1}, Onuchin E.S.^{2,1}, Feldstein V.A.^{2,1}

¹IPRIM RAS, Moscow, Russia,

²MIPT, Dolgoprudny, Russia

A model of a space elevator has been developed for launching Earth satellites into orbit without rockets. Despite the hypothetical nature of the idea of a space elevator expressed by K.E. Tsiolkovsky, it is of scientific interest and is very relevant, since it is directly adjacent to the research of space tether systems that deploy and operate in outer space [1]. The considered model belongs to the scheme of Yu.N. Artsutanova (a technological platform located above the geostationary orbit and held by a cable stretched by the centrifugal forces of the Earth's daily rotation).

The first task of the study is to select and analyze a cable design that is rational in terms of strength and weight costs. Options for a cable with a constant cross-section and an equal-strength cable, the variable cross-section of which corresponds to the distribution of linear gravitational and centrifugal forces, are considered. The relationship between the mass of the platform and the radius of its orbit, ensuring the fulfillment of contradictory conditions of strength and the minimum ground tension necessary for the operation of the lift transporting satellites in their orbits, has been studied. It has been shown that the stresses in the cable are determined by parameters connecting the angular velocity of the Earth's rotation with the velocities of longitudinal and transverse waves in the cable [2].

The second task of the study is related to the analysis of possible types of elevator oscillations in an alternating field of gravitational and centrifugal forces. A system of equations is obtained that describes coupled longitudinal and transverse (tangential and axial) vibrations relative to the stationary state. Due to the proportionality of local tension and cross-sectional area of a cable of equal resistance, its feature is the constancy of the phase velocities of not only elastic longitudinal, but also transverse waves. It is shown that longitudinal waves are independent, and the interrelation of transverse differently polarized oscillations, caused by the influence of Coriolis forces, can be neglected. In this regard, from the general system of oscillation equations, a "shortened" system has been isolated, which neglects the variability of the gravitational-centrifugal force field and describes the listed types of oscillations as partial. The eigenfunctions of the "partial" equations are used further as basis functions when applying the Galerkin procedure to the complete system. It is shown that in the eigenmodes the component whose partial frequency is close to the frequency of coupled oscillations predominates, which gives grounds to speak about predominantly longitudinal, tangential and axial oscillations, the shapes of which, despite the inhomogeneity of the force field, are close to classical "strings".

*The work was carried out with financial support from the Russian Science Foundation.
Project No. 22-19-00678.*

References

1. Nuralieva A.B. On the dynamics of a space elevator cable. IPM im. M.V. Keldysh RAS Dissertation for the degree of candidate of physical and mathematical sciences. 2012.
2. Danilin A.N., Denisov E.A., Onuchin E.S., Feldstein V.A. Mechanical Model of a Space Elevator. Statics // Russian Aeronautics, 2023, Vol. 66, No. 3, pp. 432–442. doi: 10.3103/S1068799823030030.

Коммерциализация Российской орбитальной станции через разработку новых материалов для Земных целей: перспективы и вызовы

Захарова О.О., Исаева С.Ю.
МАИ, г. Москва

В настоящее время по всему миру (в частности в США, Европе, странах Азии и пр.) наблюдается тенденция на коммерциализацию космоса. В России это направление также начинает активно развиваться, привлекая внимание не только государственных структур, но и развивающихся частных компаний. В стране функционируют космические центры, запускаются инновационные проекты и планируются космические миссии, позволяющие разработать продукты для их коммерциализации на Земле.

Одним из таких проектов является вывод на орбиту новой Российской орбитальной станции (РОС), который запланирован на 2027-2031 год. РОС обладает значительным потенциалом для разработки инновационных продуктов и технологий, которые можно успешно использовать на Земле.

В данной работе рассматриваются возможности для коммерциализации продуктов, «полученных» на РОС. Коммерциализация будет возможна через разработку и производство новых материалов по таким тематикам как стекло, керамика, металлы, органика, электроника, полимеры, композиты и новые материалы.

Эта работа направлена на подготовку рекомендаций по продуктам, которые помогут использовать Российскую орбитальную станцию также для производства инновационных материалов и их использования на Земле для гражданских целей.

Для разработки практических рекомендаций проведён детальный анализ зарубежных исследований, существующих технологий производства материалов [1] и потенциальных возможностей РОС.

На основе проведённого анализа сделаны следующие выводы:

- Изучение материалов в условиях микрогравитации представляет собой перспективную область научных исследований. Продукты, созданные в космическом пространстве, могут найти свое применение и рыночный спрос.[2]
- Значительный потенциал имеют тематики производства экзотических стёкол, оптоволокон, аэрогелей, кокетических материалов (электроника), производство арсенида галлия, стереолитографическая печать керамики.[3]
- По всем тематикам выделено 200+ продуктов, которые имеют коммерческий потенциал.

Литература

1. Фабрики в космосе [Электронный ресурс] // Astroport Space Technologies. URL: <https://www.factoriesinspace.com/astroport-space-technologies>
2. Kulu, Erik. In-Space Manufacturing - 2022 Industry Survey and Commercial Landscape [Электронный ресурс] // 73-й Международный астронавтический конгресс (IAC 2022), Париж. URL: https://www.researchgate.net/publication/364107062_In-Space_Manufacturing_-_2022_Industry_Survey_and_Commercial_Landscape
3. Space Manufacturing Technology Report Submitted to The National Space Council, December 20, 2023 // National Aeronautics and Space Administration Department of Defense Department of Commerce.

Commercialization of the Russian orbital station through the development of new materials for Earthly purposes: prospects and challenges

Zakharova O.O., Isaeva S.Y.
MAI, Moscow, Russia

Currently, all over the world (in particular in the USA, Europe, Asian countries, etc.) there is a trend toward the commercialization of space. In Russia, this area is also beginning to actively develop, attracting the attention of not only government agencies, but also developing private companies. The country has space centers, launching innovative projects and planning space missions to develop products for commercialization on Earth.

One of such projects is the launch of the new Russian Orbital Station (ROS), which is planned for 2027-2031. ROS has significant potential for developing innovative products and technologies that can be successfully used on Earth.

This paper examines opportunities for the commercialization of products “derived” from ROS. Commercialization will be possible through the development and production of new materials on topics such as glass, ceramics, metals, organics, electronics, polymers, composites and new materials.

This work is aimed at preparing recommendations for products that will help use the Russian orbital station also for the production of innovative materials and their use on Earth for civilian purposes.

To develop practical recommendations, a detailed analysis of foreign research, existing technologies for the production of materials and the potential capabilities of ROS was carried out.

Based on the analysis, the following conclusions were made:

- Studying materials in microgravity conditions is a promising area for scientific research. Products created in space can find their application and market demand.
- Topics such as production of exotic glasses, optical fibers, aerogels, covalent materials (electronics), production of gallium arsenide, stereolithographic printing of ceramics have significant potential.
- Over 200 products with commercial potential were identified across all themes.

References

1. Factories in space [Electronic resource] // Astroport Space Technologies. URL: <https://www.factoriesinspace.com/astroport-space-technologies>
2. Kulu, Erik. In-Space Manufacturing - 2022 Industry Survey and Commercial Landscape [Electronic resource] // 73rd International Astronautical Congress (IAC 2022), Paris.

URL: https://www.researchgate.net/publication/364107062_In-Space_Manufacturing_-_2022_Industry_Survey_and_Commercial_Landscape

3. Space Manufacturing Technology Report Submitted to The National Space Council, December 20, 2023 // National Aeronautics and Space Administration Department of Defense Department of Commerce.

Методика проведения дегазации космических аппаратов

Титов Н.Н., Загидуллин Р.С.
АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия

Качественная и безопасная работа автоматических космических аппаратов (КА) негерметичного исполнения с оптической аппаратурой во многом определяется наличием и составом собственной внешней атмосферы (СВА) КА.

СВА КА приводит к проявлению следующих факторов:

- загрязнение поверхности элементов КА осаждающимися продуктами СВА;
- увеличения светового фона за счет рассеяния света на частицах СВА и люминесцентного свечения;
- возрастание токов утечки в открытых высоковольтных устройствах КА, снижение их электрической прочности за счет «ухудшения» вакуума.

Перечисленные факторы приводят к уменьшению срока службы КА почти в два раза.

Целью дегазации является удаление с поверхности материалов, корпусных частей изделия остатков растворителей, исходных компонентов, катализаторов, пластификаторов и т.д., полученных в ходе наземных обработок [1].

Разработана методика проведения дегазации, обеспечивающая:

- предварительное очищение и обезгаживание вакуумной камеры;
- использование системы осаждения продуктов дегазации;
- достижение предельного остаточного давления в вакуумной камере с изделием или его отдельными системами;
- равномерный нагрев изделия или его отдельных систем в условиях пониженного давления;
- контроль газового состава вакуумной камеры при дегазации методом масс-спектрометрии;
- равномерное остывание изделия или его отдельных систем в условиях пониженного давления;
- напуск вакуумной камеры сухим чистым воздухом;
- «консервацию» изделия или его отдельных систем по окончании процесса дегазации.

Разработанная методика дегазации позволила получить следующие результаты:

1) Интенсивность газовой выделенной высокомолекулярных соединений уменьшилось от первоначального уровня:

- за первые 24 часа дегазации от 20% до 49%;
- за вторые 24 часа (с 24 до 48 часов) дегазации от 14% до 45%;
- за третьи 24 часа (с 48 до 72 часов) дегазации от 11% до 31%.

2) Газовыделение КА снизилось кратно, что подтверждает эффективность введения предварительной дегазации составных частей изделия.

Литература

1. Загидуллин Р.С., Митрошкина Т.А., Высоцкая М.В. Совершенствование процесса градуировки датчиков тепловых потоков для термовакуумных испытаний космических аппаратов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. Т. 21. № 4 (90). С. 88-96.

Methodology for degassing spacecraft

Titov N.N., Zagidullin R.S.

Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russia

The high-quality and safe operation of automated spacecraft of leaky design with optical equipment is largely determined by the presence and composition of the spacecraft's own external atmosphere.

The spacecraft's own external atmosphere leads to the following factors:

- contamination of the surface of the spacecraft elements by precipitating products of its own external atmosphere;
- increasing the background light due to light scattering on particles of its own external atmosphere and luminescent glow;
- an increase in leakage currents in open high-voltage devices of spacecraft, a decrease in their electrical strength due to the "deterioration" of the vacuum.

These factors lead to a decrease in the service life of the spacecraft by almost two times.

The purpose of degassing is to remove from the surface of materials, body parts of the product residues of solvents, starting components, catalysts, plasticizers, etc., obtained during onshore mining [1].

The developed degassing methodology allowed us to obtain the following results:

- Pre - cleaning and decontamination of the vacuum chamber;
- the use of a degassing product deposition system;
- reaching the maximum residual pressure in the vacuum chamber with the product or its individual systems;
- uniform heating of the product or its individual systems under low pressure conditions;
- control of the gas composition of the vacuum chamber during degassing by mass spectrometry;
- uniform cooling of the product or its individual systems under low pressure conditions;
- filling the vacuum chamber with dry clean air;
- "Conservation" of the product or its individual systems at the end of the degassing process.

The developed degassing methodology allowed us to obtain the following results:

1) The intensity of gas release of high-molecular compounds decreased from the initial level:

- for the first 24 hours of degassing from 20% to 49%;
- for the second 24 hours (from 24 to 48 hours) degassing from 14% to 45%;
- for the third 24 hours (from 48 to 72 hours) degassing from 11% to 31%.

2) The gas emission of the spacecraft decreased by a multiple, which confirms the effectiveness of the introduction of preliminary degassing of the components of the product.

References

1. Zagidullin R.S., Mitroshkina T.A., Vysotskaya M.V. Improving the process of calibration of heat flux sensors for thermal vacuum tests of spacecraft // Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences. 2019. Vol. 21. No. 4 (90). PP. 88-96.

Термобаллистический анализ проекта пилотируемого космического корабля, выполняющего аэродинамический манёвр в атмосфере Земли

Ненарокомов А.В., Ревизников Д.Л., Николичев И.А., Гриненко А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Целью данной работы является разработка метода торможения пилотируемого корабля при возвращении его на околоземную орбиту с лунной орбитальной базы с использованием многократного аэродинамического манёвра и, как следствие, разработка многоразового теплозащитного покрытия для безопасного движения в атмосфере Земли.

В качестве основного метода торможения до первой космической скорости и выхода на круговую орбиту Земли, на которой находится орбитальная станция, могут быть применены последовательные погружения в атмосферу Земли. На станции экипаж восстанавливается после миссии, выполняет плановую работу и затем возвращается на Землю на одном из космических кораблей, предназначенных для входа в атмосферу с орбитальной скоростью.

Реализация такого проекта, основанного на создании многоразового пилотируемого корабля, который базируется на орбитальной станции, позволила бы эффективно с экономической точки зрения решить задачу регулярных пилотируемых полетов к Луне. Для этого проекта важнейшими проблемами является решение комплекса задач баллистики, аэродинамики, управления и теплового проектирования, выполнение требуемых ограничений по нагреву, перегрузкам, точности приведения к месту сближения с орбитальной станцией, то есть проблема решения комплекса термобаллистических задач.

В настоящей работе для предварительной оценки тепловых нагрузок в окрестности передней критической точки на траектории спуска космического аппарата используются аппроксимационные зависимости.

Для расчета конвективных тепловых потоков такие зависимости обычно строятся в мультипликативном виде относительно величин плотности атмосферы, радиуса затупления и скорости аппарата [1]. Для сравнения будем также использовать аппроксимационные соотношения, которые были опубликованы в трудах конференции AIAA в 2014 г [2].

Для расчета радиационных тепловых потоков использовались аппроксимационные зависимости, представленные в работе [2]. Для верификации результатов, использовались соотношения в [3].

Аэродинамика аппарата моделировалась на основе зависимостей, представленных в [4, 5]. Угол атаки рассматривался в качестве управления космическим аппаратом; предполагалось ограничение диапазона его изменения. Траекторная проблема

рассматривалась с точки зрения оптимизационной; для решения последней использовался непрямой метод вариационной группы – принцип максимума.

Полученные результаты подтверждают принципиальную возможность создания неразрушаемой тепловой защиты для рассматриваемого класса космических аппаратов.

Литература

1. Шевелев Ю. Д., Сызранова Н. Г. Влияние химических реакций на теплопередачу в пограничном слое, *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2010, т.10., №2, с. 91-126.
2. Brandis A. M., Johnston C. O. Characterization of stagnation-point heat flux for Earth entry, AIAA, 2014, 2014-2374, 20 p. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2374>
3. Tauber M. E., Sutton K. Stagnation-point radiative heating relations for Earth and Mars entries, *J. Spacecraft*, 1991, vol. 28, № 1, p. 40. <https://doi.org/10.2514/3.26206>
4. Johnson J. E., Starkey R. P., Lewis M. J. Aerothermodynamic optimization of reentry heat shield shapes for a crew exploration vehicle, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, № 4, p. 849. <https://doi.org/10.2514/1.27219>
5. A. V. Kosenkova, V. E. Minenko Investigation of Aerodynamic Characteristics for Various Types of a Lander to the Venus Surface AIP Conference Proceedings 2318, 020006 (2021); <https://doi.org/10.1063/5.0035836>

Thermoballistic analysis of the design of a manned spacecraft performing an aerodynamic maneuver in the Earth's atmosphere

Nenarokomov A.V., Reviznikov D.L., Nikolichev I.A., Grinenko A.S.
MAI, Moscow, Russia

The purpose of this work is to develop a method for braking a manned spacecraft when returning it to low-Earth orbit from a lunar orbital base using multiple aerodynamic maneuvers and, as a result, to develop a reusable heat-protective coating for safe movement in the Earth's atmosphere.

As the main method of braking to the first cosmic speed and entering the circular orbit of the Earth on which the orbital station is located, successive dives into the Earth's atmosphere can be used. At the station, the crew recovers from the lunar mission, performs routine work, and then returns to Earth in one of the spacecraft designed to enter the atmosphere at orbital speed.

The implementation of such a project, based on the creation of a reusable manned spacecraft, which is based at an orbital station, would make it possible to effectively solve the problem of regular manned flights to the Moon from an economic point of view. For this project, the most important problems are the solution of a complex of problems of ballistics, aerodynamics, control and thermal design, the implementation of the required restrictions on heating, overloads, accuracy of bringing to the rendezvous point with the orbital station, that is, the problem of solving a complex of thermoballistic problems.

In this work, approximation dependencies are used to make a preliminary assessment of thermal loads in the vicinity of the front critical point on the descent trajectory of the spacecraft.

To calculate convective heat fluxes, such dependences are usually constructed in a multiplicative form with respect to the values of atmospheric density, blunt radius, and vehicle speed [1]. For comparison, we will also use approximation relations that were published in the proceedings of the AIAA conference in 2014 [2].

To calculate radiative heat fluxes, the approximation dependencies presented in [2] were used. To verify the results, the relations in [3] were used.

The aerodynamics of the vehicle was modeled based on the dependencies presented in [4, 5]. The angle of attack was considered to control the spacecraft; it was assumed that the range of its change would be limited. The trajectory problem was considered from an optimization point of view; To solve the latter, the indirect variational group method was used - the maximum principle.

The obtained results confirm the fundamental possibility of creating indestructible thermal protection for the class of the considerable type of the spacecraft.

References

1. Shevelev J. D., Syzranova N. G. Vliyanie himicheskikh reaktsiy na teploperedachu v pogranichnom sloe, *Fiziko-himicheskaya kinetika v gazovoy dinamike*, 2010, v.10., №2, p. 91-126.

2. Brandis A. M., Johnston C. O. Characterization of stagnation-point heat flux for Earth entry, AIAA, 2014, 2014-2374, 20 p. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2374>

3. Tauber M. E., Sutton K. Stagnation-point radiative heating relations for Earth and Mars entries, *J. Spacecraft*, 1991, vol. 28, № 1, p. 40. <https://doi.org/10.2514/3.26206>

4. Johnson J. E., Starkey R. P., Lewis M. J. Aerothermodynamic optimization of reentry heat shield shapes for a crew exploration vehicle, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, № 4, p. 849. <https://doi.org/10.2514/1.27219>

5. A. V. Kosenkova, V. E. Minenko Investigation of Aerodynamic Characteristics for Various Types of a Lander to the Venus Surface AIP Conference Proceedings 2318, 020006 (2021); <https://doi.org/10.1063/5.0035836>

Исследование различных типов средств тепловой защиты многоразовых воздушно космических транспортных систем с помощью прикладных программных комплексов

Бон А.Ф.М., Титов Д.М., Юров А.М., Глотов М.К., Мясунин Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Для эффективного освоения космического пространства, отправки исследовательских экспедиций на Луну, Марс и другие планеты солнечной системы, освоение промышленной добычи полезных ископаемых на Луне, астероидах, комет и прочих небесных тел, возможно потребуются создание совершенно нового космического транспортного средства. Данное перспективное космическое транспортное средство должно быть способным выводить на низкую околоземную орбиту и возвращать с нее большой объем грузов и персонала за стоимость кратно ниже существующих на сегодняшний день средств выведения. Одной из важнейших задач, которую требуется решить при создании данного аппарата, является разработка теплозащитного покрытия, призванного защитить несущий корпус аппарата от воздействия внешнего теплового нагружения, особенно на этапе спуска с орбиты. Тепловая защита данного аппарата должна иметь низкую массу, высокую надёжность и многоразовость. При рассмотрении вопроса проектирования теплозащитного покрытия, выбора материалов необходимо учитывать сложность как теоретического расчета, так и экспериментальной отработки выбранного типа теплозащитного покрытия и его материалов.

В докладе представлены следующие результаты:

- Рассмотрены возможные типы устройства теплозащитного покрытия для аппаратов рассматриваемого класса.
- Рассмотрены возможные типы материалов для теплозащитного покрытия.
- Проведено математическое моделирование выделенных типов теплозащитного покрытия. Приведены результаты моделирования.

Литература

1. Бон А.Ф., Титов Д.М., Юров А.М. Проект многоразовой воздушно-космической транспортной системы для доставки полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту. Сборник тезисов 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» 2023г. С. 204

2. David E. Glass Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles, 15th AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008

3. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов 1988 г.

4. Авдеевский В.С. Галицейский Б.М., Данилов Ю.И. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической теплотехнике/ Под ред. Авдеевского В.С., Кошкина В.К. –М.:Машиностроение,1991, 520с.

5. Ревизников Д.Л., Ненарокомов А.В., Константинов М.С., Николичев И.А., Моржухина А.В. Расчет тепловых нагрузок при анализе сверхорбитального входа космического аппарата в атмосферу Земли Journal of Engineering Thermophysics, №3, Т.3, с. 467-481 (год публикации - 2023) <https://doi.org/10.1134/S1810232823030050>.

6. Аношко И.А., Ермаченко В.С., Смольский А.А. Моделирование натуральных условий полета космических аппаратов в атмосферах Земли и других планет при гиперболических скоростях. Информатика. 2007;(3(15)):26-33.

Research of different types of heat protection systems for reusable aerospace transport systems using applied program software

Bon A.F.M., Titov D.M., Yourov A.M. Glotov M.K., Myaukin D.A.
MAI, Moscow, Russia

For the effective exploration of outer space, launching research expeditions to the Moon, Mars and other planets of the solar system, the development of industrial mining on the Moon, asteroids, comets and other celestial bodies, it may be necessary to create a completely new space vehicle. This promising space vehicle should be able to launch large volume of payload and personnel into low Earth orbit and return it for a cost multiple times lower than the currently existing launch vehicles. One of the most important tasks to be solved when designing this type of vehicle is the development of a thermal protective system designed to protect the airframe of the vehicle from the effects of external thermal loading, especially at the stage of descent from orbit. The thermal protection of this vehicle must have a low weight, high reliability and reusability. When considering the issue of designing a heat-protective system, the choice of materials must take into account the complexity of both theoretical calculation and experimental testing of the selected type of heat-protective system and its materials. The report presents the following results:

- Possible types of thermal protective systems for proposed type of vehicle

- Possible types of materials for thermal protection system.
- Mathematical modeling of the selected types of thermal protective systems has been carried out. The simulation results are presented.

References

1. Bon A.F., Titov D.M., Yurov A.M. The project of a reusable aerospace transport system for payload delivery to low Earth orbit. Collection of abstracts of the 22nd International Conference "Aviation and Cosmonautics" 2023. p. 204
2. David E. Glass Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles, 15th AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008
3. Yaroshevsky V.A. Entry into the atmosphere of space aircraft in 1988.
4. Avduevsky V.S. Galitseisky B.M., Danilov Yu.I. et al. Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket and space thermal engineering/ Ed. Avduevskogo V.S., Koshkina V.K. – M.: Mashinostroenie, 1991, 520s.
5. Revisnikov D.L., Nenarokomov A.V., Konstantinov M.S., Nikolichev I.A., Morzhukhina A.V. Calculation of thermal loads in the analysis of the superorbital entry of a spacecraft into the Earth's atmosphere Journal of Engineering Thermophysics, No.3, Vol.3, pp. 467-481 (year of publication - 2023) <https://doi.org/10.1134/S1810232823030050>
6. Anoshko I.A., Ermachenko V.S., Smolsky A.A. Modeling of full-scale flight conditions of spacecraft in the atmospheres of the Earth and other planets at hyperbolic speeds. Computer science. 2007;(3(15)):26-33.

Малый космический аппарат с аэродинамическим тормозным устройством для оперативного увода с орбиты космических объектов

Фирсюк С.О.¹, Бирюкова М.В.¹, Кульков В.М.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² НИИ ПМЭ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе рассматриваются возможности использования развертываемых аэроупругих тормозных устройств (АТУ) в составе малых космических аппаратов (МКА). Такие конструкции можно использовать для управления торможением МКА при уводе с орбиты объектов космического мусора или доставки полезного груза в заданный район земной поверхности, что позволяет сводить с орбиты космические объекты (КО) без затрат рабочего тела [1,2]. Использование АТУ при торможении КО в условиях космоса и при спуске в атмосфере Земли позволяет не просто уводить их с орбиты, но и управлять ими при движении в атмосфере [3]. Поэтому создание, освоение и эксплуатация перспективных технологий использования АТУ при торможении КО в космосе и при спуске в атмосфере Земли является актуальной задачей.

Сформирована концепция инновационного МКА с АТУ, позволяющего максимально просто и эффективно провести комплекс испытаний и экспериментов с целью проверки технологии его создания и применения, а также использование его для демонстрации в качестве высокоэффективного средства, обеспечивающего возможность выполнения транспортных операций в околоземном космическом пространстве и в атмосфере Земли [4,5].

Литература

1. V.V. Koryanov, O.M. Alifanov, A.A. Nedogarok, Yun Song Uk, S.O. Firsuk, and V.M. Kulkov. Review of the Technologies for Development the Inflatable Brake Device for Deorbiting the Space Objects. AIP Conference Proceedings **2318**, 110014 (2021), pp. 1–10.
2. S.W. Yoon, V.M. Kulkov, S.O. Firsyuk, V.V.Koryanov, and A.A. Nedogarok. Problems of controlling the motion of small satellite using inflatable thin-film shells for removal space objects from orbit. AIP Conference Proceedings **2318**, 110002 (2021), pp. 1–10.
3. Кульков В.М., Юн Сон Ук, Фирсюк С.О. Метод управления движением малых космических аппаратов с использованием надувных тормозных устройств для торможения при орбитальном полете до входа в атмосферу. Вестник Московского авиационного института, Т.27, №3, 2020, С. 23-34.
4. В.С. Финченко, С.О. Фирсюк, В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров, А.Н. Чернышов, Д.А. Круглов. Инновационный спускаемый с орбиты аппарат – демонстратор возможностей разворачиваемых аэроупругих тормозных устройств. Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина, 2015.- С. 67-72.
5. В.С. Финченко, С.О. Фирсюк, В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров. К вопросу проектирования инновационного спускаемого аппарата с разворачиваемым надувным тормозным устройством. Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина, 2017.- С. 44-51.

Small spacecraft with an aerodynamic braking device for the operatively removal of space objects from orbit

Firsyuk S.O.¹, Birykova M.V.¹, Kulkov V.M.²

¹ MAI, Moscow, Russia

² Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics MAI, Moscow, Russia

This report examines the possibilities of using deployable aeroelastic braking devices (ABD) as part of small spacecraft (SSC). Such designs can be used to control the braking of small spacecraft when removing space debris objects from orbit or delivering payload to a given area of the earth's surface, which makes it possible to deorbit space objects (SO) with no expenditure of working fluid [1,2]. The use of ABD during braking of spacecraft in space conditions and during descent in the Earth's atmosphere allows not only to remove them from orbit, but also to control them while moving in the atmosphere [3]. Therefore, the creation, development and operation of promising technologies for the use of ABD during braking of spacecraft in space and during descent in the Earth's atmosphere is an urgent task.

A concept has been formed for an innovative small spacecraft with an ABD, which makes it possible to carry out a set of tests and experiments as simply and effectively as possible in order to test the technology of its creation and application, as well as to use it for demonstration as a highly effective means of providing the ability to perform transport operations in near-Earth space and in the Earth's atmosphere [4, 5].

References

1. V.V. Koryanov, O.M. Alifanov, A.A. Nedogarok, Yun Song Uk, S.O. Firsuk, and V.M. Kulkov. Review of the Technologies for Development the Inflatable Brake Device for Deorbiting the Space Objects. AIP Conference Proceedings **2318**, 110014 (2021), pp. 1–10.
2. S.W. Yoon, V.M. Kulkov, S.O. Firsyuk, V.V.Koryanov, and A.A. Nedogarok. Problems of controlling the motion of small satellite using inflatable thin-film shells for removal space objects from orbit. AIP Conference Proceedings **2318**, 110002 (2021), pp. 1–10.
3. Kulkov V.M., Yoon S. W., Firsyuk S.O. A method for controlling the movement of small spacecraft using inflatable braking devices for braking during orbital flight before entering the atmosphere. Bulletin of the Moscow Aviation Institute, T.27, No. 3, 2020, pp. 23-34.
4. V.S. Finchenko, S.O. Firsyuk, V.M. Kulkov, Yu.G. Egorov, A.N. Chernyshov, D.A. Kruglov. The innovative deorbiting vehicle is a demonstrator of the capabilities of deployable aeroelastic braking devices. Current issues in the design of automatic spacecraft for fundamental and applied scientific research. Khimki, FSUE NPO named after S.A. Lavochkin, 2015.- pp. 67-72.
5. V.S. Finchenko, S.O. Firsyuk, V.M. Kulkov, Yu.G. Egorov. On the issue of designing an innovative descent vehicle with a deployable inflatable braking device. Current issues in the design of automatic spacecraft for fundamental and applied scientific research. Khimki, FSUE NPO named after S.A. Lavochkin, 2017.- pp. 44-51.

Система управления расходом топлива многофункционального космического двигателя

Стеняева Д.А., Балакин С.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В настоящем докладе представлен анализ системы управления расходом топлива (СУРТ) [1] направленный на изучение составных частей системы, а в особенности ее датчиков расхода топлива; изучение перспектив по уменьшению количества «гарантированного запаса» топлива; математическое моделирование системы для последующего синтеза.

Результаты проведенных исследований:

- Проведен сравнительный анализ расходомеров, которые используются в качестве чувствительных элементов при определении расходуемого количества топлива;
- Вычислена погрешность в измерении количества топлива в зависимости от изменения температуры, а также проанализирован состав чувствительных элементов для уменьшения данной погрешности;
- Проведены исследования регулирования соотношения и суммарного расхода компонентов топлива [2];
- В программной среде MatLab проведен синтез цифровой системы управления регулятором соотношения компонентов топлива многофункционального двигателя, вследствие которого была выведена матрица коэффициентов обратной связи;
- После введения в систему матрицы коэффициентов обратной связи были получены следующие результаты:

- время переходного процесса в управление регулятором сократилось в 2 раза;
- максимальное отклонение регулятора расхода топлива составило 1,5°.

Исследовательские работы проводились в ПАО «РКК «Энергия» на основе материалов по СУРТ многофункционального двигателя предназначенного для морского старта [3].

Литература

1. Ишбулатов А.Р. Система управления расходом топлива // Технические науки в России и за рубежом : материалы VII Междунар. науч. конф. (г. Москва, ноябрь 2017 г.). – Москва : Буки-Веди, 2017. – С. 29-31.
2. Балакин С.В., Панасик Д.С., Фёдоров В.И. Исследование регулирования соотношения и суммарного массового расхода компонентов топлива маршевого двигателя перспективного разгонного блока. // Космическая техника и технологии. – 2023. – №2(41)/2023. – С. 65-74.
3. Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения, экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути ее дальнейшего совершенствования // Космическая техника и технологии. – 2014. – №2(5)/2014. – С. 62-73.

Fuel consumption management system of a multifunctional space engine

Stenyaeva D.A., Balakin S.V.
RSC Energia, Korolev, Russia

This report presents an analysis of the Fuel Consumption Management System (FCMS) [1] aimed at studying the components of the system, and in particular its fuel consumption sensors; studying the prospects for reducing the amount of "guaranteed reserve" of fuel; mathematical modeling of the system for subsequent synthesis.

Results of the conducted studies:

- A comparative analysis of flowmeters, which are used as sensitive elements in determining the amount of fuel consumed, has been carried out;
- The error in measuring the amount of fuel depending on temperature changes is calculated, and the composition of the sensitive elements is analyzed to reduce this error;
- Studies have been conducted on the regulation of the ratio and total consumption of fuel components [2];
- In the MatLab software environment, a synthesis of a digital control system for the regulator of the ratio of fuel components of a multifunctional engine was carried out, as a result of which a matrix of feedback coefficients was derived;
- After the introduction of the feedback coefficient matrix into the system, the following results were obtained:
 - the transition time to the control of the regulator has been reduced by 2 times;
 - the maximum deviation of the fuel consumption regulator was 1.5°.

Research work was carried out at RSC Energia on the basis of materials on the design of a multifunctional engine designed for sea launch [3].

References

1. Ishbulatov A.R. Fuel consumption management system // Technical sciences in Russia and abroad : materials of the VII International Scientific Conference (Moscow, November 2017). – Moscow : Buki-Vedi, 2017. – pp. 29-31.
2. Balakin S.V., Panasik D.S., Fedorov V.I. Study of regulation of the ratio and total mass consumption of fuel components the main engine of a promising upper stage. // Space engineering and technologies. – 2023. – №2(41)/2023. – Pp. 65-74.
3. Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N. Features of the construction, experimental testing and operation of the propulsion system of the DM-SL upper stage of the Sea Launch complex and ways of its further improvement // Space Technology and Technologies. – 2014. – №2(5)/2014. – Pp. 62-73.

Концептуальный подход к обеспечению надежности средств разделения перспективных ракет-носителей без использования пиросредств

Фирсюк С.О., Ермаков В.Ю., Туфан А., Кургузов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

К обеспечению надежности средств разделения (СР) перспективных ракет-носителей (РН) предъявляются особые требования, так как СР предназначены для прочного соединения ступеней в полете и их надежного разделения после выработки топлива [1]. Использование перспективных способов, в частности, холодного разделения ступеней ведет к концептуальному подходу в обеспечении надежности РН. При холодном разделении происходит торможение нижней ступени после освобождения узлов соединения, а после достижения требуемого расстояния между ступенями происходит запуск двигателя верхней ступени [2]. Из анализа конструктивной схемы и процесса разделения без использования пиросредств следует, что надежное разделение ступеней требует выполнения следующих событий: надежного раскрытия стыка и безударного расхождения ступеней.

Нормирование надежности позволяет распределить надежность системы между элементами при раскрытии стыка.

Контрольно-профилактические мероприятия при техническом обслуживании позволяют выявить и устранить отказ, что обеспечивает высокую надежность при эксплуатации, но частично расходует ресурс, поэтому предлагается провести эти работы для наиболее перспективных разрабатываемых технических решений СР без использования пиросредств: типа «КлемБэнд», шарикового и лепесткового типов [3].

В настоящей работе проведен анализ основных вариантов проектно-конструкторских решений, таких как разделение РН типа «КлемБэнд»; разделение РН шарикового типа; разделение РН лепесткового типа. Проведено параметрическое резервирование составных элементов при достижении требуемого уровня надежности, обеспечивающее необходимый коэффициент параметрического запаса. Проанализирована и рассмотрена оценка критичности элементов СР по методу балльной оценки. Представлены требования надежности, которые должны быть подтверждены при проведении экспериментальной отработки, включающей автономные и комплексные

испытания СР. Предложены рекомендации по обеспечению надежности предлагаемых проектных решений СР РН.

Литература

1. Колесников К.С., Козлов В.И., Кокушкин В.В. Динамика разделения ступеней летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977. 223 с.

2. Золотов А.А., Оделевский В.К., Родченко В.В. и др. Прикладные методы и алгоритмы обеспечения надежности и безопасности технических систем на этапе их разработки и эксплуатации. М.: МАИ. 2013. 349 с.

3. Singaravelu J., Jeyakumar D., Rao B. Reliability and Safety Assessments of the Satellite Separation Process of a Typical Launch Vehicle. The Journal of Defense Modeling and Simulation: Applications, Methodology, Technology. 2012, Vol. 9., No. 4, pp. 369-382. DOI: 10.1177/1548512911401939.

A conceptual approach to ensure the reliability of separation devices for promising launch vehicles without using pyrotechnics

Firsyuk S.O., Ermakov V.Yu., Tufan A., Kurguzov A.V.
MAI, Moscow, Russia

Special requirements are placed on ensuring the reliability of separation devices (SD) of the promising launch vehicles (LV), since SD are designed to firmly connect the stages in flight and reliably separate them after fuel depletion [1]. The use of promising separation methods, in particular, cold separation of stages, leads to a conceptual approach in ensuring the reliability of the LV. In cold separation, the lower stage decelerates after the connection nodes are released, and after reaching the required distance between the stages, the upper stage engine starts [2]. From the analysis of the design scheme and the separation process without using pyrotechnics, it follows that reliable separation of stages requires the following events: reliable opening of the joint and shockless divergence of stages.

Reliability specification allows to distribute the reliability of the system between the elements when opening the joint.

Control and preventive measures during maintenance make it possible to identify and eliminate a failure, which ensures high reliability during operation, but partially consumes a resource, therefore it is proposed to carry out these works for the most promising developed technical solutions of the SD without using pyrotechnics: the "ClemBand" type, ball and petal types [3].

In this paper, the analysis of the main variants of design solutions, such as SD separation of the "ClemBand" type; LV separation of the ball type; LV separation of the petal type, is carried out. Parametric redundancy of composite elements was performed when the required level of reliability was achieved, providing the necessary coefficient of parametric margin. The assessment of the criticality of the SD elements by the point estimation method is analysed and considered. Reliability requirements are presented, which must be confirmed during experimental testing, including autonomous and complex SD tests. Recommendations are proposed to ensure the reliability of the proposed design solutions of the SD of the LV.

References

1. Kolesnikov K.S., Kozlov V.I., Kokushkin V.V. Dinamika razdeleniya stupenej letatel'nyh apparatov [Dynamics of separation of aircraft stages]. Moscow, Mashinostroenie, 1977. 223 p.
2. Zolotov A.A., Odelevskij V.K., Rodchenko V.V. et al. Prikladnye metody i algoritmy obespecheniya nadezhnosti i bezopasnosti tekhnicheskikh sistem na etape ih razrabotki i ekspluatatsii [Applied methods and algorithms for ensuring the reliability and safety of technical systems at the stage of their development and operation]. Moscow, MAI, 2013. 349 p.
3. Singaravelu J., Jeyakumar D., Rao B. Reliability and Safety Assessments of the Satellite Separation Process of a Typical Launch Vehicle. The Journal of Defense Modeling and Simulation: Applications, Methodology, Technology. 2012, Vol. 9., No. 4, pp. 369-382. DOI: 10.1177/1548512911401939.

Численная двумерная осесимметричная математическая модель разряда в разрядной камере высокочастотного ионного двигателя

Гордеев С.В.^{1,2}, Канев С.В.², Хартов С.А.^{1,2}

¹ НИИ ПМЭ МАИ, г. Москва, Россия

² МАИ, г. Москва, Россия

В работе представлена математическая модель разряда в разрядной камере высокочастотного ионного двигателя, позволяющая рассчитать как интегральные параметры, так и получить распределение локальных параметров плазмы по объему разрядной камеры. Особенностью представленной модели являются сравнительно невысокие требования к вычислительным ресурсам при расчете. Математическая модель состоит из четырех взаимосвязанных подмоделей: блока расчета концентрации нейтральных атомов, блока расчета концентрации ионов, блока расчета распределения действующих значений нестационарной составляющей электромагнитного поля и вихревых электронных токов в разряде и блока расчета стационарной компоненты электрического поля в объеме камеры.

Расчет концентрации нейтральных атомов производится для свободномолекулярного течения в камере с использованием метода граничных элементов [1]. При этом авторы разработали приближенную методику оценки влияния ионизации на концентрацию нейтральных частиц.

Расчет концентрации ионов основан на моделировании движения ионов в стационарной компоненте электростатического поля в плазме [2]. Сначала задается начальное распределение электростатического поля и распределение концентрации ионов. Затем рассчитываются траектории ионов, на основании чего пересчитывается их концентрация. Затем по распределению концентрации пересчитывается распределение электрического потенциала. Расчет производится итерационно до достижения сходимости.

Расчет нестационарного электрического поля производится с учетом расположения индуктора, величины и частоты тока в нем, и токов в плазме. При этом учитывается влияние концентрации заряженных и нейтральных частиц на частоту соударений в плазме

Для проверки адекватности математической модели производилось сравнение расчетных интегральных параметров с экспериментальными значениями для высокочастотного ионного двигателя с диаметром пучка 10 см. Показана хорошая сходимость расчета с экспериментом.

Литература

1. Koshmarov, Yu.A., Ryzhov Yu.A. Applied rarefied gas dynamics // Moscow: Mashinostroenie (1977).
2. Raizer Yu.P., Physics of Gas Discharge // Moscow, Nauka ,1992 536 pp.

Numerical 2D Axisymmetric Mathematical Model of Discharge in the Discharge Chamber of Radio-Frequency Ion Thruster

Gordeev S.V.^{1,2}, Kanev S.V.², Khartov S.A.^{1,2}

¹ Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

² MAI, Moscow, Russia

A mathematical model of the discharge in the discharge chamber of a radio-frequency ion thruster is presented, which allows one both to calculate the integral parameters and to obtain the distribution of local plasma parameters over the discharge chamber volume. The mathematical model consists of four interconnected submodels providing calculation for the following: density of neutral atoms, density of ions, distribution of the root-mean-square values for the time-dependent component of the electromagnetic field and for eddy electron currents in the discharge, and the stationary component of the electric field in the chamber volume.

The density of neutral atoms is calculated for a free-molecule flow in the chamber with use of the boundary elements method [1]. Besides, authors developed the method of the approximate evaluation of the ionization effect on the neutral particle density.

The calculation of the ion density is based on modeling the ion motion in the stationary component of the electrostatic field in plasma [2]. First, the initial distribution of electrostatic field and the distribution of ion density are set. Then the ion trajectories are calculated, on the basis of which the ion density is recalculated. It is subsequently used to recalculate the electric potential distribution. The calculation is performed iteratively until the convergence is reached.

The non-stationary electric field is calculated taking into account the coil location, its current amplitude and frequency, and the eddy currents in plasma. Besides, the effect of the charged and neutral particle density on the collision frequency in the plasma is taken into account.

To verify the model, the calculated integral parameters are compared with the experimental values for the thruster with an ion beam diameter of 10 cm. Good agreement between the calculation and experiment is shown.

References

1. Koshmarov, Yu.A., Ryzhov Yu.A. Applied rarefied gas dynamics // Moscow: Mashinostroenie (1977).
2. Raizer Yu.P., Physics of Gas Discharge // Moscow, Nauka ,1992 536 pp.

Программно-аппаратный комплекс по исследованию бортовых систем малого космического аппарата

Хомячкова А.Н.
ТулГУ, г.Тула, Россия

В настоящее время широко используются современные информационные технологии в сфере образования. Для достижения эффективности учебного процесса используются новые подходы к восприятию учебных материалов.

Актуальность исследования бортовых систем малых космических аппаратов (МКА) обусловлена необходимостью подготовки молодых специалистов в области космических технологий в связи с увеличением потребности в квалифицированных инженерных кадрах, ученых в производственной сфере. Космическая отрасль-сложная, наукоемкая и быстро развивающаяся отрасль, связанная с технологическими достижениями, новыми материалами и инженерными решениями. Современный специалист в области проектирования космических систем должен владеть основами методов проектирования полезных нагрузок и систем обслуживания космических аппаратов, динамикой космических полетов, теорией надежности, принципами испытаний, понимать основы электроники, материаловедения и даже экономики и организации труда [1].

В работе представлен образовательный набор «Инженерия малых космических аппаратов» для изучения бортовых систем МКА. Набор включает следующие узлы и модули:

- детали для сборки корпуса МКА в форме восьмиугольной призмы;
- модуль бортовой цифровой вычислительной машины на базе Arduino Nano, с драйвером двигателя постоянного тока;
- блок микромеханических гироскопов и акселерометров;
- модуль двигателя-маховика для управления угловым положением МКА;
- модуль солнечных панелей.

Отличительные особенности:

- решать задачу управления двигателем-маховиком;
- отрабатывать режим стабилизации малого космического аппарата;
- управлять угловым положением малого космического аппарата с помощью наземной аппаратуры;
- отрабатывать режим ориентирования на небесное светило;
- изучать алгоритмы ориентации с вектором конечного поворота, с направляющими косинусами, с параметрами Родрига-Гамильтона, с углами Эйлера-Крылова.;
- формировать базовые компетенции языков программирования;
- формирования навыков работы с микроконтроллером;
- формировать умение цифровой обработки сигналов датчиков первичной информации.

В содержание учебно-тематического плана входят шесть разделов: элементы небесной механики, датчики малого космического аппарата, исполнительные устройства, системы ориентации малого космического аппарата, аппаратно- программные средства Arduino [2].

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания по теме FEWG-2022-0002.

Литература

1. Алексеев, А. П. Робототехника./ А. Н. Богатырев, В. А. Серенко – М.: Просвещение, 2013.
2. Матвеев, В.В. Мобильные устройства в научно-исследовательской и экспериментальной работе/ Н.И. Жданова, Н.А. Сушков /Под общей редакцией к.т.н., доц. Матвеева В.В. Тула – Изд-во ТулГУ, 2016. 109 с.

Hardware-software complex for research of on-board systems of small spacecraft

Khomyachkova A.N.
Tula State University, Tula, Russia

Nowadays, modern information technologies are widely used in the sphere of education. New approaches to the perception of learning materials are used to achieve the effectiveness of the educational process.

The relevance of the study of on-board systems of small spacecraft is due to the need to train young specialists in the field of space technology in correlation with the increasing demand for qualified engineering personnel and scientists in the industrial sphere. The space industry is a complex, knowledge-intensive and rapidly developing industry associated with technological advances, new materials and engineering solutions. A modern specialist in the field of space systems design should know the basics of payload design methods and spacecraft servicing systems, space flight dynamics, reliability theory, test principles, understand the basics of electronics, materials science and even economics and labor organization [1].

The paper presents an educational kit "Small Spacecraft Engineering" for studying on-board systems of spacecraft. The kit comprises the following assemblies and modules:

- details for the assembly of the small spacecraft body in the form of an octagonal prism;
- onboard digital computer module based on Arduino Nano, with a DC motor driver;
- block of micromechanical gyroscopes and accelerometers;
- flywheel motor module for controlling the angular position of the small spacecraft;
- solar panel module.

Distinctive features:

- solve the problem of flywheel motor control;
- work out the stabilization mode of a small spacecraft;
- control the angular position of a small spacecraft with the help of ground equipment;
- practice the mode of orientation to the celestial luminary;
- study orientation algorithms with a finite rotation vector, with directional cosines, with Rodrigue-Hamilton parameters, with Euler-Krylov angles;
- form basic competences of programming languages;
- form the skills of working with microcontroller;
- form the skills of digital processing of primary information sensors signals.

The content of the curriculum includes six sections: elements of celestial mechanics, small spacecraft sensors, actuators, small spacecraft orientation systems, Arduino hardware and software [2].

This work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the framework of the state assignment on the topic FEWG-2022-0002.

References

1. Alekseev, A. P. Robotics / A. N. Bogatyrev, V. A. Serenko - M.: Prosveshchenie, 2013.
2. Matveev, V.V.. Mobile devices in research and experimental work / N.I. Zhdanova, N.A. Sushkov / Under the general editorship of Candidate of Technical Sciences, Associate Professor. Matveev V.V. Tula - Izd-e TulSU, 2016. 109 p.

Разработка средства разделения в составе перспективной ракеты-носителя без использования пиросредств

Фирсюк С.О., Ермаков В.Ю., Туфан А., Васиков Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Проработка перспективных ракет-носителей (РН) определяет новые концепции развития к системам и подсистемам, особенно к средствам разделения (СР) ускорителей первой и второй ступеней РН, а также к СР полезной нагрузки (ПН) и РН без использования пиросредств, поэтому к конструкции СР предъявляются основные требования, такие как исключение выпадения деталей и образования осколков при разделении; срабатывание по команде системы управления РН; исключение их самопроизвольного срабатывания при допустимых условиях эксплуатации в составе РН [1]. При этом СР должны быть устойчивы и не изменять свои технические характеристики после воздействия вибрационных, ударных, статических и тепловых нагрузок, возникающих в процессе транспортирования, подготовки на техническом и стартовом комплексах, при старте РН и в полете [2,3].

Проведение оценочных расчетов при разработке СР основывается на анализе относительного движения разделяющихся тел, для чего используются аналитические зависимости для определения их основных параметров: угловых скоростей; линейной относительной скорости; относительного перемещения разделяющихся стыков в поперечном направлении; реакции на шпильках в разделяющихся стыках.

Объектом исследования является использование средств разделения ускорителей первой и второй ступеней РН, а также средства разделения ПН и РН, которые предназначены для обеспечения механической связи между разделяемыми частями до их разделения и для обеспечения движения разделяемых частей с требуемыми параметрами в конце разделения.

Целью работы является разработка СР ускорителей первой и второй ступеней РН без использования пиросредств, в том числе: проработка возможных вариантов СР; выбор рациональных решений по СР применительно к перспективной РН; математическое моделирование СР; конструктивная проработка выбранного варианта СР.

В настоящей работе были проведены работы по разработке СР без использования пиросредств, проанализированы различные варианты СР, удовлетворяющие требованиям; спроектирован и конструктивно проработан вариант СР; представлены результаты математического моделирования предлагаемого варианта СР с подтверждением аналитических параметров, предъявляемых к СР РН.

Литература

1. Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В. и др. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006, 376 с.
2. Rathakrishnan E. Base heating and stage separation of launch vehicles. The Aeronautical Journal. 2023, Vol. 127, No. 1315, pp. 1-13. DOI: 10.1017/aer.2023.13.
3. Rao V.N., Jeyakumar D., Biswas K.K. et al. Rigid body separation dynamics for space launch vehicles. The Aeronautical Journal. 2006, Vol. 110, No. 1107, pp. 289-302. DOI: 10.1017/S0001924000013166.

Development of a separation device as part of a promising launch vehicle without using pyrotechnics

Firsyuk S.O., Ermakov V.Yu., Tufan A., Vasikov D.V.
MAI, Moscow, Russia

The development of promising launch vehicles (LV) defines new development concepts for systems and subsystems, and especially for separation devices (SD) of the first and second stage boosters of the LV, as well as for SD of the payload (PL) and the LV without using pyrotechnics, therefore, basic requirements are imposed on the SD design, such as the exclusion of precipitation parts and the formation of fragments during separation; triggering at the command of the LV control system; exclusion of their spontaneous operation under permissible operating conditions as part of the LV [1]. At the same time, SD must be stable and not change their technical characteristics after exposure to vibration, shock, static and thermal loads that occur during transportation, preparation at the technical and launch complexes, at launch and in flight [2, 3].

The evaluation calculations in the development of SD are based on the analysis of the relative motion of separating bodies, for which analytical dependencies are used to determine their main parameters: angular velocities; linear relative velocity; relative displacement of separating joints in the transverse direction; reactions on studs in separating joints.

The object of the study is the use of SD of the first and second stage boosters of the LV, as well as SD of the PL and the LV, which are designed to provide mechanical coupling between the separated parts before their separation and separation to ensure the motion of the separated parts with the required parameters at the end of separation.

The goal of the study is to develop the SD of the first and second stage boosters of the LV without using pyrotechnics, including: elaboration of possible SD options; selection of rational solutions for SD in relation to a promising LV; mathematical modelling of SD; constructive study of the selected SD option.

In this paper, work was carried out on the development of SD without using pyrotechnics, various SD variants that meet the requirements were analysed; the SD variant was designed and constructively worked out; the results of mathematical modelling of the proposed SD variant with confirmation of the analytical parameters required for the SD of the LV were presented.

References

1. Kolesnikov K.S., Kokushkin V.V., Borzyh S.V. et al. Raschet i proektirovanie sistem razdeleniya stupenej raket [Calculation and design of rocket stage separation systems]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N.E. Bauman, 2006, 376 p.

2. Rathakrishnan E. Base heating and stage separation of launch vehicles. The Aeronautical Journal. 2023, Vol. 127, No. 1315, pp. 1-13. DOI: 10.1017/aer.2023.13.

3. Rao B.N., Jeyakumar D., Biswas K.K. et al. Rigid body separation dynamics for space launch vehicles. The Aeronautical Journal. 2006, Vol. 110, No. 1107, pp. 289-302. DOI: 10.1017/S0001924000013166.

Гелий рациональная среда для сверхзвуковых трековых испытаний изделий авиационной и ракетной техники

Астахов С.А.^{1,3}, Бирюков В.И.^{1,2}, Киселев И.А.¹

¹ ФКП ГкНИПАС им. Л.К. Сафронова, Белоозерский, Россия

² МАИ, г. Москва, Россия

³ РАРАН, Россия

Создатели современных высокоскоростных летательных аппаратов стремятся увеличить верхний предел скоростного диапазона. Эффективность применения новых образцов летающей техники различного назначения подтверждается при наземных трековых испытаниях. Средства разгона испытуемых изделий - трековые каретки по сути являются экспериментальными летательными аппаратами (ЭУ) в зависимости от массы и скорости применения новых разработок. Проектировщики испытательного подвижного оборудования используют технологию и опыт, наработанный за многолетнюю историю таких испытаний. Для увеличения скорости испытаний применение ракетных двигателей большей тяги приводит к значительному увеличению массы трекового снаряжения. Кроме увеличения тяги твердотопливных двигателей, при увеличении скорости разгона изделий растут вибрации элементов испытательного оборудования. Источниками вибрации являются вынужденные периодические возмущения и удары при контакте опор скольжения (башмаков) трековых кареток с рельсовыми направляющими. Наличие боковых и вертикальных зазоров между контактными поверхностями башмаков и рельсов в зависимости от переменных в процессе испытания массы и жесткости конструкции трековых кареток, а также и совокупности силовых различных нагружений может привести к автоколебаниям элементов или самой каретки. Внешними силовыми факторами, влияющими на динамику движения таких экспериментальных установок, является нестационарное обтекание воздушным потоком. Кроме лобового переменного аэродинамического сопротивления, возникает также переменная подъемная сила, зависящая от геометрии и массы трековой каретки с объектом испытания. В некоторых случаях при значительной величине подъемной силы, превышающей вес ЭУ, возможен переход контакта башмаков с верхней поверхности головки рельса к нижней. Отмеченное, является причиной потери траекторной устойчивости движения ЭУ и приводит к попеременным ударным воздействиям передних и задних башмаков, а также к вибрациям элементов каретки. Рельсовые пути трековых стендов в различных странах различаются исполнением, например шириной колеи, вертикальным профилем различных участков и длиной трековой дорожки. Наличием герметичных тоннелей, для создания среды в них с меньшей плотностью, измерительным оборудованием, технологическими участками для сохранения испытательного оборудования и др.. Общей проблемой при испытаниях различных объектов на любых треках являются вибрации, возникающие из-за нестационарного аэродинамического взаимодействия при обтекании воздушным потоком

элементов трековых кареток с объектом испытания, а также из-за контактного взаимодействия опор скольжения с рельсами. Взаимодействие башмаков и рельсов зависит от многих факторов полета, и существенным образом определяется боковыми, а также вертикальными зазорами между контактными поверхностями башмаков и рельсов. Дополнительно, в процессе эксперимента за счет выгорания топлива ракетного двигателя изменяются положения центров масс и жесткости всего подвижного снаряжения, т.е. изменяется исходная балансировка ЭУ. Совокупность воздействий приводит в некоторых случаях к динамической нестабильности движения трековой каретки с объектом испытания, сопровождающееся периодическими и случайными ударными воздействиями, величина которых может превышать допустимые значения перегрузок.

Снижение аэродинамического сопротивления возможно, если трековый путь разместить в герметичном тоннеле и заполнить его гелием. Гелий инертный и не токсичный газ, обладающий малой молекулярной массой, низкой плотностью и незначительной вязкостью. Его газовая постоянная при нормальных условиях равна $R = 2077,2$ Дж/(кг К). Плотность $\rho_{\text{He}} = 0,1785$ кг/м³, т.е. в 7,264 раз меньшая плотности воздуха. Динамическая вязкость $\mu_{\text{He}} = 2,018 \cdot 10^{-05}$ Па·с при $t = 25^\circ\text{C}$. Теплоемкость $C_p = (5,2-5,27)$ кДж/(кг °С). Объем кмоль He $\mu V = 22,42$ м³/кмоль, показатель адиабаты $k = C_p/C_v = 1,67$.

В данной постановке для треков в России, результаты теоретических и экспериментальных исследований замены среды из окружающего воздуха на гелий при разной его концентрации в составе смеси на трековой рельсовой дорожке является новой, актуальной и практически полезной задачей.

Основной целью является получение данных о величине прироста скорости при некоторой фиксированной тяге двигателя в зависимости от процентного содержания гелия в составе смеси с воздухом и длиной участка тоннеля, на котором реализуется разгон испытуемого объекта. Длина тоннеля определяет затраты на реализацию этого проекта. В настоящей работе выполнено численное моделирование задачи сверхзвукового обтекания потоком смеси гелия с воздухом при различной их концентрации. Определены плотности смесей. Численным интегрированием системы уравнений Навье-Стокса с учетом эффектов вязкости, теплопроводности и турбулентности по модели $k-\epsilon$ для скорости 830 м/с определены аэродинамические коэффициенты: C_x , C_y , C_z для 3D моделей реальных объектов: трековой монорельсовой каретки с объектом испытания и рельсового пути с учетом геометрии окружающего горизонта. В основе расчетов заложены разработанные оригинальные алгоритмы и программы с использованием известного программного комплекса Flow Vision (Российской компании ООО Тесис). Приведены результаты численных расчетов динамики движения 3D модели монорельсового трекового снаряжения с использованием разработанного оригинального программного продукта в среде Амесим (компания Сименс), которые будут использованы для натурных огневых экспериментов. Определено, что эффект прироста скорости заметен уже при 25% концентрации гелия в смеси с воздухом в составе среды тоннеля. Получены численные значения минимальной длины тоннеля 1000 м с легкогазовой средой для ожидаемого увеличения скорости с 830 м/с до 960 м/с при 50% концентрации гелия в смеси с воздухом. Данные расчетов позволяют прогнозировать результаты натурального эксперимента на стенде «Ракетный рельсовый трек 3500» в ФКП «Государственный казенный научный испытательный полигон авиационных систем имени Л.К. Сафронова».

Helium is a rational medium for supersonic track testing of aviation and rocketry products

Astakhov S.A.^{1,3}, Biryukov V.I.^{1,2}, Kiselev I.A.¹

¹ NIPAS named after L.K.Safronov, Beloozersky, Russia

² MAI, Moscow, Russia

³ RARAN, Moscow, Russia

The creators of modern high-speed aircraft are striving to increase the upper limit of the speed range. The effectiveness of using new types of flying equipment for various purposes is confirmed during ground track tests. Means for accelerating the tested products - track carriages are essentially experimental aircraft (EA), depending on the mass and speed of application of new developments. Designers of mobile test equipment use technology and experience gained over the long history of such tests. To increase the test speed, the use of higher thrust rocket engines leads to a significant increase in the mass of track equipment. In addition to increasing the thrust of solid fuel engines, as the acceleration speed of products increases, vibrations of the elements of testing equipment increase. The sources of vibration are forced periodic disturbances and impacts upon contact of the sliding supports (shoes) of the track sled with the rail guides. The presence of lateral and vertical gaps between the contact surfaces of the shoes and rails, depending on the variables during testing of the mass and rigidity of the track sled structure, as well as the combination of various force loads, can lead to self-oscillations of the elements or the carriage itself. External force factors influencing the dynamics of the movement of such experimental installations are unsteady air flow. In addition to frontal variable aerodynamic drag, a variable lift force also arises, depending on the geometry and mass of the track sled (carriage) with the test object. In some cases, with a significant amount of lifting force exceeding the weight of the power plant, it is possible for the contact of the shoes to transition from the upper surface of the rail head to the lower one. This causes the loss of trajectory stability of the propulsion unit and leads to alternating impact impacts of the front and rear shoes, as well as vibrations of the sled elements. Rail tracks of track stands in different countries differ in design, for example, gauge width, vertical profile of various sections and track length. The presence of sealed tunnels to create an environment in them with a lower density, measuring equipment, technological areas for preserving test equipment, etc. A common problem when testing various objects on any tracks is vibrations that arise due to non-stationary aerodynamic interaction when air flows around the flow of track sled elements with the test object, as well as due to the contact interaction of the sliding supports with the rails. The interaction of shoes and rails depends on many flight factors, and is significantly determined by the lateral as well as vertical gaps between the contact surfaces of the shoes and rails. Additionally, during the experiment, due to the burnout of the rocket engine fuel, the positions of the centers of mass and rigidity of all moving equipment change, i.e. the initial balancing of the power plant changes. The combination of impacts leads in some cases to dynamic instability of the movement of the track carriage with the test object, accompanied by periodic and random shock impacts, the magnitude of which may exceed the permissible overload values.

Reducing aerodynamic drag is possible if the track track is placed in a sealed tunnel and filled with helium. Helium is an inert and non-toxic gas with low molecular weight, low density and low viscosity. Its gas constant under normal conditions is $R = 2077.2 \text{ J}/(\text{kg K})$. Density $\rho_{\text{He}} = 0.1785 \text{ kg}/\text{m}^3$, i.e. 7.264 times less than air density. Dynamic viscosity $\mu_{\text{He}} = 2.018 \cdot 10^{-05} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ at $t = 25^\circ\text{C}$. Heat capacity $C_p = (5.2-5.27) \text{ kJ}/(\text{kg } ^\circ\text{C})$. Volume kmol He $\mu_V = 22.42$

m³/kmol, adiabatic index $k = C_p/C_V = 1.67$. In this setting for tracks in Russia, the results of theoretical and experimental studies of replacing the medium from ambient air with helium at different concentrations in the mixture on a track rail track is a new, relevant and practically useful task.

The main goal is to obtain data on the magnitude of the speed increase at a certain fixed engine thrust, depending on the percentage of helium in the mixture with air and the length of the tunnel section on which the test object is accelerated. The length of the tunnel determines the costs of this project. In this work, a numerical simulation of the problem of supersonic flow around a mixture of helium and air at different concentrations was performed. The densities of the mixtures were determined. By numerical integration of the system of Navier-Stokes equations taking into account the effects of viscosity, thermal conductivity and turbulence using the $k-\varepsilon$ model for a speed of 830 m/s, the aerodynamic coefficients were determined: C_x , C_y , C_z for 3D models of real objects: a track monorail carriage (sled) with an object testing and the rail track, taking into account the geometry of the surrounding horizon. The calculations are based on developed original algorithms and programs using the well-known Flow Vision software package (Russian company Tesis LLC). The results of numerical calculations of the motion dynamics of a 3D model of monorail track equipment using the developed original software product in the Amesim environment (Siemens company), which will be used for full-scale experiments, are presented. It was determined that the effect of the increase in speed is noticeable already at 25% concentration of helium mixed with air in the tunnel environment. Numerical values were obtained for the minimum tunnel length of 1000 m with a light gas medium for the expected increase in speed from 830 m/s to 960 m/s at 50% helium concentration in a mixture with air. The calculation data allows us to predict the results of a full-scale experiment at the “Rocket Rail Track 3500” stand at the Federal State Enterprise «Scientific Test Range of Aviation Systems» named after L.K.Safronov» (NIPAS named after L.K.Safronov).

Анализ влияния начальных несовершенств формы крупногабаритной вафельной цилиндрической оболочки на устойчивость при осевом сжатии

Анисимов С.А.

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия

Вафельные цилиндрические оболочки широко применяются в изделиях ракетно-космической техники в качестве силовых элементов конструкций, работающих в условиях больших значений осевых сжимающих нагрузок. Величина критической нагрузки, при которой происходит потеря устойчивости сжимаемой в осевом направлении цилиндрической оболочки, может существенным образом зависеть от имеющихся у оболочки начальных несовершенств, связанных с технологией её изготовления. В настоящем докладе приведены результаты линейного расчёта на устойчивость при осевом сжатии крупногабаритной вафельной цилиндрической оболочки, осуществляемого в среде программного конечно-элементного комплекса MSC.Patran/Marc, с учётом имеющихся у оболочки начальных несовершенств. Проведено сравнение с результатами расчётов, полученных с использованием конечно-элементной модели и модели, основанной на методе численного интегрирования [1], которые построены в рамках предположения об идеальности цилиндрической формы исследуемой оболочки. Выполнено также сравнение с расчётом на основе эмпирико-статистического метода [2].

Выводы по результатам проведённых исследований сводятся к следующему:

- При значениях амплитуды начальных несовершенств в пределах 20% от высоты подкрепляющих рёбер (отсчитываемой от внешней поверхности вафельной оболочки) величина критической нагрузки снижается в пределах 1,5% по сравнению с тем, что даёт конечно-элементная модель, основанная на предположении об идеальности цилиндрической формы исследуемой оболочки;
- По сравнению с конечно-элементной моделью, учитывающей отмеченные несовершенства, эмпирико-статистический метод расчёта [2] приводит к величине критической нагрузки заниженной на 16,3% (при $k=0,34$) и на 31% (при $k=0,28$);
- Вычислительная модель, основанная на схеме конструктивно-ортотропной оболочки и методе численного интегрирования, приводит к величине критической нагрузки, заниженной на 1,9% по сравнению с конечно-элементной моделью, которая учитывает отмеченные начальные несовершенства.

Литература

1. Анисимов С.А. Численный анализ устойчивости при осевом сжатии вафельных цилиндрических оболочек из алюминиевых сплавов // Труды МАИ. 2024. № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178880>
2. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. М., «Машиностроение», 1976, 408 с.

Analysis of the effect of initial imperfections in the shape of a large-sized orthogrid-stiffened cylindrical shell on buckling under axial compression

Anisimov S.A.

JSC «SRC «Progress», Samara, Russia

Orthogrid-stiffened cylindrical shells are widely used in products of rocket and space technology as strength elements of structures operating under conditions of high values of axial compressive loads. The magnitude of the critical load at which the buckling under axial compression occurs may significantly depend on the initial imperfections of the shell associated with its manufacturing technology. This report presents the results of a linear buckling analysis under axial compression of a large-sized orthogrid-stiffened cylindrical shell, carried out in the environment of the MSC.Patran/Marc finite element software complex, considering the initial imperfections of the shell. A comparison is made with the results of calculations obtained using a finite element model and a model based on the numerical integration method [1], which are constructed under the assumption of the ideality of the cylindrical shape of the shell under study. A comparison with the calculation based on the empirical-statistical method was also performed [2].

The conclusions based on the results of the conducted research are as follows:

- When the amplitude of the initial imperfections is within 20% of the height of the reinforcing ribs (measured from the outer surface of the orthogrid-stiffened shell), the critical load is reduced by 1.5% compared to the ideal finite element model;
- Compared with the finite element model, which considers the noted imperfections, the empirical-statistical calculation method [2] leads to an underestimated critical load by 16.3% (at $k=0.34$) and by 31% (at $k=0.28$);
- The computational model based on the constructive-orthotropic shell scheme and the numerical integration method leads to a critical load value underestimated by 1.9% compared to the finite element model, which considers the noted initial imperfections.

References

1. Anisimov S.A. Numerical analysis of buckling under axial compression of orthogrid-stiffened cylindrical shells made of aluminum alloys. Trudy MAI, 2024, no. 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178880>
2. Lizin V.T., Pyatkin V.A. Design of thin-walled structures, Moscow, Mashinostroenie, 1976, 408 p.

Моделирование напряженно-деформированного состояния панели из полимерных композиционных материалов при многократной ударной нагрузке и оценка областей появления дефектов

Вай Ян У, Михайловский К.В.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

В данном докладе рассматриваются вопросы моделирования напряженно-деформированного состояния панели элемента крыла при многократном действии ударной нагрузки. В качестве ударной нагрузки изучается вероятность попадания легкого спортивного самолета в стаю птиц. Изучено напряженно-деформированное состояние и

проанализированы возможные виды и формы появления дефектов и разрушения элемента крыла в виде пластины из полимерных композиционных материалов. Рассматривается влияние различных укладок слоев на стойкость к данному воздействию. Проанализировано влияние материалов на стойкость к данному воздействию.

В настоящее время полимерные композиционные материалы широко используются для повышения весовой эффективности конструкций в авиационной технике. Доля полимерных композиционных материалов в деталях и конструкциях авиационной техники достигает в отдельных изделиях до 65 %. Из полимерных композиционных материалов изготавливаются такие элементы, как: конструктивно-силовые схемы крыльев, оперения, створки, корпуса легких самолетов др. Данные детали и элементы конструкций из полимерных композиционных материалов подвергаются воздействию циклических силовых, тепловых и вибрационных нагрузок, возможному обледенению и действию как атмосферных факторов, так и случайных в случае соударения с птицами.

В данном докладе рассматриваются вопросы моделирования напряженно-деформированного состояния панели элемента крыла при многократном воздействии ударной нагрузки [1]. В работе использовались численные методы для анализа и прогнозирования деформации панели при действии ударных нагрузок. Полученные результаты могут быть использованы для повышения надежности и долговечности конструкций крыла самолета.

В качестве ударной нагрузки изучается вероятность попадания лёгкого спортивного самолёта в стаю птиц. Изучено напряженно-деформированное состояние и проанализированы возможные виды и формы появления дефектов и разрушения элемента крыла в виде пластины из полимерных композиционных материалов [2-3].

Исследование направлено на определение оптимальной конфигурации слоев и выбора материалов, способных обеспечить наилучшую защиту от рассматриваемого воздействия. Замысел заключается в изучении и прогнозировании нештатных условий эксплуатации с анализом, а также оценкой стойкости панелей из полимерных композиционных материалов с разными схемами армирования к многократным ударным воздействиям.

Литература

1. Чепурных И.В. *Прочность конструкций летательных аппаратов*. Комсомольск-на-Амуре, КнАГТУ, 2013. 137 с.
2. Кондрашов С.В., Шашкеев К.А., Петрова Г.Н. и др. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения с функциональными свойствами. *Авиационные материалы и технологии*, 2017, № 5, с. 405–419, doi: <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2017-0-S-405-419>
3. Савин С.П. Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2012, № 4–2, с. 686–693.

Modeling of the stress-strain state of a panel made of polymer composite materials under repeated impact loading and assessment of areas of occurrence of defects

Wai Yan Oo, Mikhaylovskiy K.V.

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

This report article the issues of modeling the stress-strain state of a wing panel element under repeated impact loading. The impact loading studied involves the likelihood of a light sports aircraft colliding with a flock of birds. The stress-strain state has been investigated, and possible types and forms of defects and damage to the wing element, made of polymer composite materials, have been analyzed. The influence of various layer arrangements on resistance to this impact has been considered. The effect of different materials on resistance to this impact has been analyzed.

Currently, polymer composite materials are widely used to enhance the weight efficiency of structures in aviation. The share of polymer composite materials in parts and structures of aviation equipment reaches up to 65% in certain items. Elements such as structural and load-bearing wing schemes, empennages, flaps, and fuselages of light aircraft are made from polymer composite materials. These parts and elements of structures made from polymer composite materials are subjected to cyclic mechanical, thermal, and vibrational loads, possible icing, and the effects of atmospheric factors, as well as random impacts, such as bird strikes.

This article examines the issues of modeling the stress-strain state of a wing panel element under repeated impact loading [1]. Numerical methods were used in the study to analyze and predict the deformation of the panel under impact loads. The obtained results can be used to improve the reliability and durability of aircraft wing structures.

The impact loading studied involves the likelihood of a light sports aircraft colliding with a flock of birds. The stress-strain state has been investigated, and possible types and forms of defects and damage to the wing element, made of polymer composite materials, have been analyzed [2-3].

The research is aimed at determining the optimal layer configuration and selecting materials that can provide the best protection against the considered impact. The goal is to study and predict abnormal operating conditions with analysis and assessment of the resistance of polymer composite material panels with different reinforcement schemes to repeated impact loads.

References

1. Chepurnykh I.V. *Prochnost' konstruksiy letatel'nykh apparatov* [Aircraft construction strength]. Komsomol'sk-na-Amure, KnAGTU Publ., 2013. 137 p.
2. Kondrashov S.V., Shashkeev K.A., Petrova G.N. et al. Constructional polymer composites with functional properties. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], 2017, no. S, pp. 405–419, doi: <https://doi.org/10.18577/2071-9140-2017-0-S405-419> (in Russ.).
3. Savin S.P. Application of modern polymeric composite materials in the design of MS-21 airplane family. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN* [Izvestia RAS SamSC], 2012, no. 4–2, pp. 686–693. (In Russ.).

Уточненные модели и методы прогнозирования определяющих характеристик композитов в экстремальных условиях

Гусев Е.Л.^{1,2}, Бакулин В.Н.³

¹ Институт проблем нефти и газа Федерального исследовательского Центра «Якутский научный Центр Сибирского Отделения РАН», г. Якутск, Россия

² Институт математики и информатики Северо-Восточного федерального университета, г. Якутск, Россия

³ ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия

В настоящее время композиционные материалы (КМ), полимерные композиционные материалы (ПКМ) и конструкции из них находят все более широкое применение в современных областях науки и техники, определяющих научно-технический прогресс. ПКМ являются неотъемлемой частью современной техники в таких современных областях как авиа- и космическая техника, судостроение, нефтяная и газовая промышленность и др. Все возрастающее применение ПКМ в авиа-, и космической технике приводит к значительному повышению актуальности исследований стойкости полимерных матери-алов к излучению. При воздействии излучения преобладающим фактором-активатором старения является проникающая радиация. В отличие от световой проникающая радиация способна инициировать превращения одновременно во всем объеме материала [1-3].

Проблема конструирования оптимального материала для конкретного использования связана с направленным поиском из большого количества возможных вариантов такого состава, который обеспечивал бы оптимальное сочетание необходимых показателей. В современной технике важнейшим преимуществом материала становится его способность как можно дольше сохранять свою работоспособность, а также противостоять старению – совокупности физико-химических обратимых и необратимых превращений под воздействием экстремальных факторов внешней среды (температуры, влажности, солнечной радиации, механических напряжений и др.). В настоящее время основой для принятия решения об использовании материала является совокупность требуемых показателей с учетом его приемлемой стоимости и способности противостоять старению. Как правило, доминирующими в условиях оптимального выбора являются материалы, которые способны без замены функционировать 20-30, а в необходимых случаях и более 50 лет.

Исследованы перспективные пути повышения точности прогнозирования определяющих характеристик композитов в экстремальных условиях. Задачи прогнозирования сформулированы в рамках уточненных вариационных постановок [4, 5]. На основе установленных фундаментальных закономерностей разработаны уточненные многопараметрические модели прогнозирования определяющих характеристик композитов. Для решения задач повышения точности прогноза определяющих характеристик композитов разработаны эффективные методы. Полученные результаты позволяют разработать эффективную методологию планирования физических экспериментов, что открывает перспективные возможности для построения эффективных устойчивых моделей долговечности композитов на долгосрочный период при воздействии экстремальных факторов.

Литература

1. Gusev E.L., Bakulin V.N. Variation formulations of inverse problems in forecasting

the residual life of composites //Doklady Physics, 2018, v.63, N 9, p. 388-392.

2. Gusev E.L., Bakulin V.N. Optimal control under a decrease in the thermal-field intensity based on selection of the heterogeneous –construction structure in the variational formulation//Doklady Physics, 2018, v. 63, N 5, p. 213-217

3. Gusev E.L., Bakulin V.N. Variational Methods of Solving Problems on Control of the Intensity of a Temperature Field // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2021, v. 94, № 5, p. 1117–1123.

4. Gusev E.L., Bakulin V.N. Generalized Durability Models and their Application to Solving Problems on Predicting the Defining Characteristics of Composites// Mechanics of Composites Materials , V. 58, N 3, 2022, p. 355-364.

5. Gusev E. L., Bakulin V. N., Chernykh V. D. Development of combined search methods for efficiency indicator extreme in variation statement of forecasting tasks for determine characteristics of composite materials //Journal of Physics: Conference Series. Supercomputer Technologies in Mathematical Modelling, 19–21 June 2019, Moscow, Russian Federation 2019. Vol. 1392. 012008.

Refined models and methods for predicting the defining characteristics of composites under extreme conditions

Gusev E.L.^{1,2} , Bakulin V.N.³

¹Institute of Oil and Gas Problems of the Federal Research Center "Yakutsk Scientific Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences", Yakutsk, Russia

²Institute of Mathematics and Computer Science of the Northeastern Federal University, Yakutsk, Russia

³Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

Currently, composite materials (CM), polymer composite materials (PCM) and structures made of them are increasingly being used in modern fields of science and technology, which determine scientific and technological progress. PCM are an integral part of modern technology in such modern fields as aviation and space technology, shipbuilding, oil and gas industry, etc. The increasing use of PM and PCM in aviation and space technology leads to a significant increase in the relevance of research on the resistance of polymer materials to radiation. When exposed to radiation, the predominant factor- activator of aging is penetrating radiation. Unlike light, penetrating radiation is able to initiate transformations simultaneously in the entire volume of the material [1-3].

The problem of designing the optimal material for a specific use is associated with a directed search from a large number of possible options for such a composition that would provide the optimal combination of the necessary indicators. In modern technology, the most important advantage of a material is its ability to maintain its operability for as long as possible, as well as to resist aging – a combination of physical and chemical reversible and irreversible transformations under the influence of extreme environmental factors (temperature, humidity, solar radiation, mechanical stresses, etc.). Currently, the basis for making a decision on the use of the material is a set of required indicators, taking into account its acceptable cost and ability to resist aging. As a rule, materials that are capable of functioning for 20-30 years without replacement, and in necessary cases for more than 50 years, are dominant in the conditions of optimal choice.

Promising ways to improve the accuracy of forecasting the defining characteristics of composites under extreme conditions are investigated. The forecasting tasks are formulated within the framework of refined variational statements [4-5]. On the basis of the established fundamental patterns, refined multiparametric models for predicting the defining characteristics of composites have been developed. Effective methods have been developed to solve the problems of increasing the accuracy of forecasting the determining characteristics of composites. The results obtained make it possible to develop an effective methodology for planning physical experiments, which opens up promising opportunities for building effective stable models of the durability of composites for a long-term period under the influence of extreme factors.

References

1. Gusev E.L., Bakulin V.N. Variation formulations of inverse problems in forecasting the residual life of composites //Doklady Physics, 2018, v.63, N 9, p. 388-392.
2. Gusev E.L., Bakulin V.N. Optimal control under a decrease in the thermal-field intensity based on selection of the heterogeneous –construction structure in the variational formulation//Doklady Physics, 2018, v. 63, N 5, p. 213-217
3. Gusev E.L., Bakulin V.N. Variational Methods of Solving Problems on Control of the Intensity of a Temperature Field // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2021, v. 94, № 5, p. 1117–1123.
4. Gusev E.L., Bakulin V.N. Generalized Durability Models and their Application to Solving Problems on Predicting the Defining Characteristics of Composites// Mechanics of Composites Materials , V. 58, N 3, 2022, p. 355-364.
5. Gusev E. L., Bakulin V. N., Chernykh V. D. Development of combined search methods for efficiency indicator extreme in variation statement of forecasting tasks for determine characteristics of composite materials //Journal of Physics: Conference Series. Supercomputer Technologies in Mathematical Modelling, 19–21 June 2019, Moscow, Russian Federation 2019. Vol. 1392. 012008.

Моделирование процессов развития ударного повреждения в слоистом углепластике под действием циклического сжатия

Турбин Н.В., Мольков О.Р., Селюгин С.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Расчетная оценка живучести несущих конструкций перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) из композиционного материала (КМ) является актуальной задачей. Наиболее интересным с точки зрения обеспечения длительной прочности конструкции из КМ в условиях эксплуатации является случай низкоскоростного ударного повреждения. Для выполнения расчетной оценки живучести для данного случая необходим анализ активных механизмов развития повреждений на разных масштабных уровнях в КМ в присутствии зоны с низкоскоростным ударным повреждением.

В докладе представлено распределение повреждений в пакете из углепластика после воздействия непроникающего низкоскоростного удара, полученное расчетным путем; приведены основные закономерности развития ударного повреждения и снижения остаточной прочности элемента конструкции из КМ с послеударным повреждением в условиях циклического сжатия с постоянной амплитудой.

Для предсказания живучести элемента конструкции из КМ с послеударным повреждением предложен модельный подход на основе энергетического критерия растрескивания матрицы КМ и статистического критерия прочности КМ на сжатие вдоль волокна. В рамках демонстрации предложенного модельного подхода показано, что для расчетной оценки живучести элемента конструкции из КМ с послеударным повреждением необходимо учитывать взаимодействие расслоений, растрескивания и разрывов волокон в окрестности поврежденной ударом зоны.

Литература

1. Болотин В.В. Дефекты типа расслоений в конструкциях из композитных материалов // Механика композитных материалов. 1984. № 2. С. 239-255.
2. Полилов А.Н., Татусь Н.А. Энергетические критерии расслоения полимерных волокнистых композитов (ПКМ)// Вестник ПНИПУ (Пермский национальный исследовательский политехнический университет). «Механика». 2012. № 3. С. 176 - 203.
3. Barbero E. J., Cortes D. H. A mechanistic model for transverse damage initiation, evolution, and stiffness reduction in laminated composites. *Composites Part B: Engineering* 2010;41;2:124-132.
4. Nikolay V. Turbin et al. Cyclic damage quantification in composite materials using discrete damage mechanics. *Composite Structures*. Volume 342. 2024. 118271. ISSN 0263-8223. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2024.118271>.
5. Turbin, N.; Shelkov, K. Analysis Method for Post-Impact Damage Development in Carbon Fiber Reinforced Laminate under Repeated Loading. *J. Compos. Sci.* 2023, 7, 201. <https://doi.org/10.3390/jcs705020>
6. Han, H.T.; Choi, S.W. The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates; Part V, DOT/FAA/AR-01/24; Federal Aviation Administration: Washington, DC, USA, 2001.
7. Biagini D, Pascoe J-A, Alderliesten R. Investigation of compression after impact failure in carbon fiber reinforced polymers using acoustic emission. *Journal of Composite Materials*. 2023;57(10):1819-1832.
8. Olsson, Robin, Modelling of impact damage zones in composite laminates for strength after impact, *Aeronautical Journal -New Series*, 12, 1349, 2012, 10.1017/S0001924000007673
9. O'Brien, T.K. Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate; *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775; Defense Technical Information Center: Fort Belvoir, VA, USA, 1982; pp. 140–167.

Modelling of the impact damage growth in laminated carbon-fiber reinforced plastic under cyclic compression

Turbin N.V., Molkov O.R., Selyugin S.V.
MAI, Moscow, Russia

The analysis estimation of the damage tolerance of the load-bearing structures of the prospective supersonic aircraft (PSA) made of the polymer composite materials (PCM) is a relevant task. The most challenging case for the substantiation of the long-term PCM structural strength in the service conditions is a low-velocity impact. For the damage tolerance estimate in this case one needs to investigate all active damage growth mechanisms on different scales of PCM in vicinity of impact-damaged zone.

In this lecture the authors show the distribution of the damage modes in the laminated carbon-fiber reinforced plastic (CFRP) after low-velocity non-penetrating impact, obtained computationally; the main dependencies of the damage growth and residual strength reduction for considered case are presented.

For the estimation of the damage tolerance of the composite structural element with impact damage we propose the approach based on the fracture mechanics criteria to account for matrix cracking and statistical strength criteria to account for fiber compression failure. Demonstration of the modeling approach reveals, that for the accurate estimation of the damage tolerance for the considered case it is obligatory to include the interaction between delamination, matrix cracking and fiber failure on the boundary of impact damaged zone.

References

1. Bolotin V.V. Delamination type defect in the composite structures // Mechanics of Composite Materials. 1984. № 2. С. 239-255. (in Russian)
2. Polilov AN, Tatus NA. Energy criteria for FRP delamination. Vestnik PNIPU. 2012;3: 176- 203. (in Russian)
3. Barbero E. J., Cortes D. H. A mechanistic model for transverse damage initiation, evolution, and stiffness reduction in laminated composites. Composites Part B: Engineering 2010;41;2:124-132.
4. Nikolay V. Turbin et al. Cyclic damage quantification in composite materials using discrete damage mechanics. Composite Structures. Volume 342. 2024. 118271. ISSN 0263-8223. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2024.118271>.
5. Turbin, N.; Shelkov, K. Analysis Method for Post-Impact Damage Development in Carbon Fiber Reinforced Laminate under Repeated Loading. J. Compos. Sci. 2023, 7, 201. <https://doi.org/10.3390/jcs705020>
6. Han, H.T.; Choi, S.W. The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates; Part V, DOT/FAA/AR-01/24; Federal Aviation Administration: Washington, DC, USA, 2001.
7. Biagini D, Pascoe J-A, Alderliesten R. Investigation of compression after impact failure in carbon fiber reinforced polymers using acoustic emission. Journal of Composite Materials. 2023;57(10):1819-1832.
8. Olsson, Robin, Modelling of impact damage zones in composite laminates for strength after impact, Aeronautical Journal -New Series, 12, 1349, 2012, 10.1017/S0001924000007673
9. O'Brien, T.K. Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate; Damage in Composite Materials, ASTM STP 775; Defense Technical Information Center: Fort Belvoir, VA, USA, 1982; pp. 140–167.

Анализ взаимодействия титанового сплава с мультиграфеном: исследование механических свойств композиционного материала и оптимизация его структуры

Прилипко Е.А.^{1,2}, Аникин В.Н.², Ерёмин С.А.²

¹МАИ, г. Москва, Россия

²ФГБУ «Всероссийский научно-исследовательский и проектный институт тугоплавких материалов и твердых сплавов», г. Москва, Россия

В данной работе представлен анализ результатов расчетных исследований, касающийся влияния мультиграфена на механические свойства титанового сплава.

Полученные данные позволяют более подробно понять процессы взаимодействия компонентов композиционного материала и оптимизировать его структуру с целью повышения механических характеристик материала.

В работе решаются задачи определения оптимальных концентраций мультиграфена в сплаве, разработки методики введения мультиграфена, процедур формования и спекания композиционных материалов. Проводится анализ влияния концентрации мультиграфена на физико-механические свойства титанового материала. Полученные результаты позволят разработать методику, которая может быть применена для создания композиционного титанового материала с последующим использованием в гражданских авиалайнерах.

Приведены результаты работ, иллюстрирующие что:

- Модифицирование титана мультиграфеном приводит к образованию межфазного слоя с высокой твердостью.
- Оптимизация температурного режима позволяет снизить уровень остаточных напряжений в композиционном материале, что обеспечивает желаемую толщину межфазного слоя и необходимое соотношение прочности и пластичности материала.
- Разработка титаноматричных материалов, модифицированных мультиграфеном может привести к улучшению механических свойств.

Результаты расчетов позволили определить оптимальные значения толщины межфазного слоя, при которых прочностные свойства титаноматричного композиционного материала достигают максимальных значений. Также установлена зависимость между толщиной межфазного слоя и другими структурными характеристиками [1 - 5].

Работа выполнена в рамках программы RNF-2023-004 «Исследование фазо- и структурообразования в системе Ti-6Al-4V-C (мультиграфен) в различных термодинамических условиях».

Литература

1. Cao Z. et al. Reinforcement with graphene nanoflakes in titanium matrix composites //Journal of Alloys and Compounds. – 2017. – Vol. 696. – P. 498–502.
2. Zhang F. et al. Enhanced mechanical properties of few-layer graphene reinforced titanium alloy matrix nanocomposites with a network architecture //Materials & Design. – 2020. – Vol. 186. – P. 108330.
3. Kim Y. J., Chung H., Kang S. J. L. Processing and mechanical properties of Ti–6Al–4V/TiC in situ composite fabricated by gas–solid reaction //Materials Science and Engineering: A. – 2002. – Vol. 333. – №. 1-2. – P. 343–350.
4. Tang C. Y. et al. In situ formation of Ti alloy/TiC porous composites by rapid microwave sintering of Ti-6Al-4V/MWCNTs powder //Journal of alloys and compounds. – 2013. – Vol. 557. – P. 67–72.
5. Gürbüz M., Mutuk T. Effect of process parameters on hardness and microstructure of graphene reinforced titanium composites //Journal of Composite Materials. – 2018. – Vol. 52. – №. 4. – P. 543–551.

Analysis of the interaction of a titanium alloy with a multigraphene: investigation of the mechanical properties of a composite material and optimization of its structure

Prilipko E.A.^{1,2}, Anikin V.N.², Eremin S.A.²

¹ MAI, Moscow, Russia

² Russian Research and Design Institute of Refractory Materials and Hard Alloys, Moscow, Russia

This paper presents an analysis of the results of experimental and computational studies concerning the effect of a titanium alloy with a certain concentration of multigraphene on the mechanical properties of a composite material. The data obtained make it possible to understand in more detail the processes of interaction of the components of a composite material and optimize its structure in order to increase the mechanical characteristics of the material.

The paper solves the problems of determining the optimal concentrations of multigraphene in an alloy, developing a method for introducing multigraphene, forming and sintering procedures for composite materials. The effect of the concentration of multigraphene on the physical and mechanical properties of titanium material is analyzed. The results obtained will allow us to develop a technique that can be applied to create a composite titanium material with subsequent use in products of the aviation industry.

The results of the work illustrating that:

- Modification of titanium with multigraphene leads to the formation of refractory carbides with high hardness.
- Optimization of the temperature regime reduces the level of residual stresses in the composite material, which ensures the desired thickness of the Ti C layer and the necessary ratio of strength and ductility of the material.
- The development of materials with an optimal content of graphene or carbides can lead to a significant improvement in their mechanical properties.

The calculation results allowed us to determine the optimal values of the thickness of the interfacial layer, at which the strength properties of the titanium matrix composite material reach maximum values. The dependence between the thickness of the interfacial layer and other structural and operational characteristics has also been established [1 - 5].

The work was carried out within the framework of the RNF-2023-004 program "Investigation of phase and structure formation in the Ti-6Al-4V-C (multigraphene) system under various thermodynamic conditions".

References

1. Cao Z. et al. Reinforcement with graphene nanoflakes in titanium matrix composites //Journal of Alloys and Compounds. – 2017. – Vol. 696. – P. 498–502.
2. Zhang F. et al. Enhanced mechanical properties of few-layer graphene reinforced titanium alloy matrix nanocomposites with a network architecture //Materials & Design. – 2020. – Vol. 186. – P. 108330.
3. Kim Y. J., Chung H., Kang S. J. L. Processing and mechanical properties of Ti–6Al–4V/TiC in situ composite fabricated by gas–solid reaction //Materials Science and Engineering: A. – 2002. – Vol. 333. – №. 1-2. – P. 343–350.
4. Tang C. Y. et al. In situ formation of Ti alloy/TiC porous composites by rapid microwave sintering of Ti-6Al-4V/MWCNTs powder //Journal of alloys and compounds. – 2013. – Vol. 557. – P. 67–72.
5. Gürbüz M., Mutuk T. Effect of process parameters on hardness and microstructure of

Роль несимметричного тензора напряжений в механике сплошной среды

Прозорова Э.В.
СПбГУ, г. Санкт-Петербург, Россия

В работах [1-4] показана необходимость учета для открытых неравновесных нестационарных систем совместно с условиями равновесия сил систему сил, возникающих от моментов при распределенных нагрузках. В настоящее время условие равновесия сил и момента сил рассматриваются отдельно. Доказано, что существует два решения в механике сплошной среды. Классический вариант соответствует условию симметрии тензора напряжений, второе более общее решение. Первое получается в случае принятия дополнительной гипотезы симметрии тензора напряжений, второе – при совместном решении уравнений равновесия для сил и моментов сил. Особенно важна роль момента в условиях больших градиентов, которые возникают, например, при сближении самолетов в динамических задачах. Для одиночного самолета момент всегда присутствует в силу отсутствия симметрии в конструкции самолета. Математический анализ показывает, что ответственным за аварии может быть неучет указанных сил от моментов.

Актуальность темы диктуется отсутствием адекватных практике моделей, описывающих такие явления как турбулентность, наноструктуры, флуктуации и т.д. Нами предложена модель, учитывающая совместное выполнение законов и соответствующее уравнение состояния, включающая вклад вращательной компоненты скорости. Используя закон Паскаля для равновесия выбирают давление равным одной трети давлений на координатных площадках. Однако теория остается прежней при определении разного давления на каждой из площадок, т.е. p_x, p_y, p_z . Использование одного давления возможно при равновесных условиях (закон Паскаля), но для неравновесных условий факт не очевиден. Для разреженного газа установлена причина возникновения скольжения газа около поверхности кристаллического металлического тела и формирование дислокаций вблизи поверхности.

Литература

1. Прозорова Э.В. Влияние несимметричного тензора напряжений в механике и в кинетике. Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике Сборник тезисов докладов в 4 томах 21–25 августа 2023 года Санкт-Петербург т.4, 187-189
2. Прозорова Э.В. Влияние момента и граничных условий в механике сплошной среды и в кинетике Физико-химическая кинетика в газовой динамике 2023 Т.24(6) <http://chemphys.edu.ru/issues/2023-24-6/articles/1054/> 2
3. Evelina Prozorova. The Law of Conservation of Momentum and the Contribution of No Potential Forces to the Equations for Continuum Mechanics and Kinetics. Journal of Applied Mathematics and Physics, 2022, 10, *-* <https://www.scirp.org/journal/jamp> ISSN Online: 2327-4379 ISSN Print: 2327-4352

4. Evelina Prozorova. Analysis of the Influence of Boundary Conditions in Kinetic Problems. 15th Chaotic Modeling and Simulation International Conference. eBook ISBN 978-3-031-27082

The role of the asymmetric stress tensor in continuum mechanics

Prozorova E.V.

St. Petersburg State University, St. Petersburg, Russia

Works [1-4] show the need to take into account for open non-equilibrium non-stationary systems, along with the conditions of equilibrium of forces, the system of forces arising from moments under distributed loads. Currently, the condition of equilibrium of forces and the moment of forces are considered separately. It has been proven that in continuum mechanics there are two solutions. The classical version corresponds to the condition of symmetry of the stress tensor, the second is a more general solution. The first is obtained in the case of accepting the additional hypothesis of symmetry of the stress tensor, the second - when solving the equilibrium equations for forces and moments of forces together. The role of the moment is especially important under conditions of large gradients, which arise, for example, when aircraft approach each other in dynamic problems. For a single aircraft, the moment is always present due to the asymmetry of the aircraft structure. Mathematical analysis shows that failure to take into account the indicated forces from moments can be the cause of accidents.

The relevance of the topic is dictated by the lack of models adequate to practice that describe phenomena such as turbulence, nanostructures, fluctuations, etc. We have proposed a model that takes into account the joint implementation of the laws and the corresponding equation of state: including the contribution of the rotational component of velocity. Using Pascal's law of equilibrium, we choose a pressure equal to one third of the pressure at the coordinate nodes. However, the theory remains the same when determining different pressures in each section, i.e. p_x, p_y, p_z . The use of one pressure is possible under equilibrium conditions (Pascal's law), but for non-equilibrium conditions this fact is not obvious. For a rarefied gas, the reason for the occurrence of gas sliding near the surface of a crystalline metal body and the formation of dislocations near the surface has been established.

References

1. Prozorova E.V. The influence of an asymmetric stress tensor in mechanics and kinetics. All-Russian Congress on Theoretical and Applied Mechanics Collection of abstracts of reports in 4 volumes August 21–25, 2023 St. Petersburg vol. 4, 187-189
2. Prozorova E.V. Influence of moment and boundary conditions in continuum mechanics and kinetics Physico-chemical kinetics in gas dynamics 2023 T.24(6) <http://chemphys.edu.ru/issues/2023-24-6/articles/1054/> 2
3. Evelina Prozorova. The Law of Conservation of Momentum and the Contribution of No Potential Forces to the Equations for Continuum Mechanics and Kinetics. Journal of Applied Mathematics and Physics, 2022, 10, *-* <https://www.scirp.org/journal/jamp> ISSN Online: 2327-4379 ISSN Print: 2327-4352
4. Evelina Prozorova. Analysis of the Influence of Boundary Conditions in Kinetic Problems. 15th Chaotic Modeling and Simulation International Conference. eBook ISBN 978-3-031-27082

Определение деградации прочностных и жесткостных характеристик тонких композитных панелей агрегатов механизации самолетов малой авиации

Митрофанов О.В., Кононов Н.О.
МАИ, Москва, Россия

Приведен обзор методик анализа усталостной долговечности конструкции из ПКМ. Глобально все методики можно разделить на 2 большие группы: Континуальная Механика Разрушения (от англ. CDM – Continuum Damage Mechanics) и Дискретная Механика Разрушения (от англ. DDM - Discrete Damage Mechanics). Оба данных класса по-разному рассматривают такое явление как повреждение и опираются на разные расчетные уравнения.

Основными моделями, используемыми для оценки усталостной долговечности изделий из ПКМ выступают: модели остаточной прочности, использующих критерии напряжений, модели остаточной жесткости, модели, основанные на дискретной механике разрушения и прогрессивное усталостное повреждение.

К основным проблемам моделей остаточной жесткости можно отнести отсутствие стандартов для измерения жесткости образцов во время испытаний. Для этого требуются методики измерения статического модуля на разных циклах без необходимости остановки циклической нагрузки и перемещения образца на статическую испытательную машину.

Модели, основанные на дискретной механике разрушения, требуют высокой вычислительной мощности, если необходимо представить трещину в явном виде непосредственно в КЭМ.

Модели прогрессивного усталостного повреждения являются наиболее успешными на сегодняшний день с возможностью модификации к разным задачам.

В текущей работе разрабатывается методика расчета усталостной прочности конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе расчетной модели остаточной жесткости V. Paerregaert и критериев предельных деформаций. Данная методика валидируется на основе результатов испытаний однонаправленных элементарных образцов из ПКМ из научной литературы.

Отмечено, что представленные выше результаты могут быть использованы для оценки деградации прочностных и жесткостных характеристик тонких композитных панелей агрегатов механизации самолетов малой авиации, при проектировании которых учитываются ограничения по устойчивости и по прочности при возможном геометрически нелинейном поведении.

Determination of the degradation of strength and stiffness characteristics of thin composite panels of small aircraft mechanization units

Mitrofanov O.V., Kononov N.O.
MAI, Moscow, Russia

A review of methods for analyzing the fatigue life of a PCM structure is provided. Globally, all methods can be divided into 2 large groups: Continuum Damage Mechanics (CDM) and Discrete Damage Mechanics (DDM). Both of these classes view the phenomenon of damage differently and rely on different design equations.

The main models used to assess the fatigue life of PCM products are: residual strength models using stress criteria, residual stiffness models, models based on Discrete Damage Mechanics and Progressive Fatigue Damage.

The main problems with residual stiffness models include the lack of standards for measuring the stiffness of specimens during testing. This requires techniques to measure the static modulus over different cycles without the need to stop the cyclic load and transfer the sample to the static testing machine.

Models based on Discrete Damage Mechanics require high computational power if the crack needs to be represented explicitly directly in FEM.

Progressive Fatigue Damage models are the most successful to date, with the ability to be modified to suit different applications.

In the current work, a methodology is being developed for calculating the fatigue strength of structures made of polymer composite materials (PCM) based on the V. Paeppegem calculation model of residual stiffness and limiting deformation criteria. This technique is validated based on test results of unidirectional elementary PCM samples from the scientific literature.

It is noted that the results presented above can be used to assess the degradation of the strength and stiffness characteristics of thin composite panels of small aircraft mechanization units, the design of which takes into account stability and strength limitations with possible geometrically nonlinear behavior.

Исследование механических свойств сотовой панели при испытании на торцевое сжатие с учетом климатических факторов

Голован В.И., Гришин В.И., Ким Ю.Л., Павлов М.В., Свиридов А.А.
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Трехслойные сотовые панели широко применяются в аэрокосмической промышленности, их использование позволяет увеличивать прочность и жесткость конструкции, незначительно утяжеляя ее [1]. Обшивки принимают действующие нагрузки в плоскости, а наполнитель – обеспечивает непрерывную опору для обшивок и повышение жесткости на изгиб, за счет увеличения момента инерции элемента конструкции. Для наиболее эффективного использования сотовых панелей необходимо разрабатывать и модифицировать методики определения свойств трехслойных конструкций.

В данной работе выполнено расчетно-экспериментальное исследование определения механических свойств трехслойной сотовой панели при торцевом сжатии с учетом климатических факторов. Обшивки панелей выполнены из ПКМ, армированного углеволокнами, с квазиизотропной укладкой ($0^0/-45^0/90^0/+45^0$), в качестве наполнителя использовался сотовый наполнитель из алюминиевого сплава Д16Т.

В программном комплексе «Abaqus» проведен конечно-элементный анализ образца без укрепления торцов и с укреплением различной глубины с целью определения рациональной глубины укрепления торцов. Для анализа разрушений в данном исследовании выбраны критерии Хашина [2]. В результате укрепление по глубине образца 5 мм показывает наиболее схожие результаты с экспериментом, соответствует работе панели в системе крыла и оперения самолета.

Образцы для испытаний были поделены на три группы в зависимости от температуры проведения испытания и влагонасыщения: RTD, RTW, ETW. Нагружение

проводилось согласно стандарту ASTM C 364 [3] с применением специальной оснастки. Наиболее часто встречающиеся моды разрушения: потеря устойчивости обшивки, разрушение обшивки от сжатия. Используемая методика испытаний позволяет получить коэффициент вариации не более 10%. Влагонасыщение образцов при повышенной температуре (ETW) снижает разрушающую нагрузку на 30%, относительно образцов в состоянии поставки испытанных при комнатной температуре (RTD).

Литература

1. Airframe and powerplant mechanics: Airframe handbook, V. 1. Tabernash, CO: Aactechbooks, 2012.
2. Nahin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites // Journal Applied Mechanics. 1980. V. 47, p.329–334.
3. ASTM C364-16 Standard test method for edgewise compressive strength of sandwich constructions.

Study of the mechanical properties of a honeycomb panel during end compression test taking into account climatic factors

Golovan V.I., Grishin V.I., Kim I.L. Pavlov M.V., Sviridov A.A.
Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

Honeycomb panels are widely used in the aerospace industry; their use makes it possible to increase the strength of the structure without making it heavier [1]. The facings take loads in plane and the core provides continuous support for the facings and increases bending stiffness. For effective use of honeycomb panels, it is necessary to develop and modify methods for determining their properties.

In this paper, a computational and experimental study of the definition of mechanical properties of honeycomb panels during an end compression taking into account climatic factors. Facings are made of carbon fiber reinforced composite with quasi-isotropic laying ($0^0/-45^0/90^0/+45^0$), honeycomb core is made of aluminum alloy D16T.

A finite element analysis of the specimen was carried in the «Abaqus» software. Analysis was carried for samples without strengthening the ends and with strengthening of various depths in order to determine the reasonable depth of strengthening the ends. Hashin criteria were used for the analysis of the damage in this study [2]. As the result, strengthening of the sample depth of 5 mm shows results similar with the experimental, imitate the operation of the panels in the wing and tail of an aircraft.

Test samples were divided into three groups depending on the temperature of the test and moisture saturation: RTD, RTW, ETW. The loading was carried according to the ASTM C 364 [3] with the use of the special fittings. The most common modes of failure are core buckling and facing compression. Used test procedure allows to obtain a coefficient of variation of no more than 10%. Moisture saturation of samples at elevated temperature (ETW) reduces the failure load by 30% relative to samples at RTD.

References

1. Airframe and powerplant mechanics: Airframe handbook, V. 1. Tabernash, CO: Aactechbooks, 2012.
2. Nahin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites // Journal Applied Mechanics. 1980. V. 47, p.329–334.
3. ASTM C364-16 Standard test method for edgewise compressive strength of sandwich constructions.

Параметрическое исследование влияния демпфирования на динамическую устойчивость крыла большого удлинения

Ходина А.С., Рыманова А.Н.

МАИ, г. Москва, Россия

Одной из ключевых задач при проектировании летательных аппаратов (ЛА) является обеспечение статической и динамической устойчивости. Флаттер представляет собой динамическую неустойчивость конструкции в воздушном потоке, вызванную автоколебаниями в результате взаимодействия инерционных, упругих и аэродинамических сил. Превышение критической скорости флаттера может привести к разрушению элемента конструкции, подверженного этому явлению. Методы исследования флаттера воздушных судов разных типов хорошо изучены и основываются на многочисленных фундаментальных работах [1]. Кроме того, накоплен значительный опыт в решении проблем, связанных с исследованием явлений аэроупругости при проектировании отдельных частей ЛА, например, крыла [2].

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкции планера обостряет проблемы аэроупругости. Отсутствие точных данных о коэффициентах демпфирования приводит к необходимости введения коэффициентов запаса. Определение коэффициентов демпфирования в ПКМ позволит снизить требуемый коэффициент запаса, что обеспечит более высокий уровень точности проектирования и безопасности полета.

Исследование аэроупругой устойчивости конструкций ЛА с учетом демпфирующих свойств композиционных материалов является актуальной проблемой динамики и прочности летательных аппаратов. При этом для решения задач динамической устойчивости используются упрощенные расчетные модели, позволяющие достаточно точно определить несколько низших собственных форм и частот колебаний, которые вносят основной вклад в аэроупругость конструкции [3].

В работе представлены результаты параметрического исследования влияния демпфирования на критическую скорость флаттера крыла большого удлинения, выполненного из ПКМ. Для этого разработана упрощенная конечно-элементная модель конструкции крыла и проведены расчеты с различными значениями коэффициентов демпфирования. Приведенный результат работы демонстрирует необходимость проведения исследований ПКМ с целью получения точных коэффициентов демпфирования.

Литература

1. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость. – М.: Издательство иностранной литературы, 1958. – 799 с.
2. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. – М.: Изд-во «Наука», Физматлит, 1971. – 768 с.
3. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. – М.: Изд-во МАИ, 2007. - 328 с.

Parametric investigation on the effect of damping on the dynamic stability of a high aspect ratio wing

Khodina A.S., Rymanova A.N.
MAI, Moscow, Russia

One of the key tasks in the design of aircraft is to ensure static and dynamic stability. Flutter is a dynamic instability of the structure in the air flow caused by self-oscillations as a result of the interaction of inertial, elastic and aerodynamic loads. Exceeding the critical flutter velocity can lead to the destruction of a structural element subject to this phenomenon. The methods of studying the flutter of aircraft of different types are well-developed and are based on numerous fundamental works [1]. In addition, considerable experience has been accumulated in solving problems related to the study of aeroelasticity phenomenon in the design of individual aircraft parts, for example, wings [2].

The use of polymer composite materials (PCM) in the aircraft glider exacerbates the problems of aeroelasticity. The lack of accurate data on damping coefficients leads to the need to introduce safety factors. The determination of damping coefficients in the PCM will reduce the required margin factor, which will ensure a higher level of design accuracy and flight safety.

The investigation of aeroelastic stability of aircraft structures, taking into account damping properties of PCM, is a current problem of dynamics and strength of aircraft. When solving problems of dynamic stability, simplified computational models are used, which make it possible to accurately determine several lower eigenforms and oscillation frequencies, which make the main contribution to the aeroelasticity of the structure [3].

The paper presents the results of a parametric study of the effect of damping on the critical velocity of the flutter of a high aspect ratio wing made of PCM. For this purpose, a simplified finite element model has been developed and calculations with different values of damping coefficients have been performed. The above result of the research work demonstrates the need for studies of PCM in order to obtain accurate damping coefficients.

References

1. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. Aeroelasticity. – M.: Publishing House of Foreign Literature, 1958. – 799 p.
2. Belotserkovsky S.M., Violinist B.K., Tabachnikov V.G. A wing in a nonstationary gas flow. – M.: Publishing house "Nauka", Fizmatlit, 1971. – 768 p.
3. Grishanina T.V., Shklyarchuk F.N. Dynamics of elastic controlled structures. – M.: Publishing House of MAI, 2007. - 328 p.

Методика численного расчета коэффициентов демпфирования композитных панелей ЛА с учетом укладки

Рыманова А.Н., Ходина А.С., Пермяков А.П.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время значительно выросла доля применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкциях летательных аппаратов (ЛА). Учет демпфирования в композиционных панелях является важным аспектом для обеспечения безопасности и надежности ЛА. Для ПКМ методики учета демпфирования в материале

[1], и как следствие в конструкции, состоящей из него, сильно отличаются от аналогичных методик для металлов и металлических конструкций. При расчетах на флаттер методом конечных элементов часто пренебрегают значениями коэффициентов демпфирования и либо не закладывают демпфирование в модель, либо берут среднестатистические значения.

Демпфирование в композитах играет ключевую роль в подавлении резонансных явлений [2], что может быть критически важно во многих инженерных задачах. Коэффициенты демпфирования по модели Релея влияют на способность композитных панелей к поглощению колебательной энергии, что помогает предотвратить возникновение резонансных колебаний и аэроупругой неустойчивости. Использование коэффициентов демпфирования в расчётной модели приводит к изменению её динамического поведения и устойчивости, что, в свою очередь, позволяет более точно определять скорость наступления флаттера [3,4]. Особенно актуально исследовать демпфирование авиационных конструкций из ПКМ с использованием расчётно-экспериментального подхода.

В данной работе предложена методика предварительного расчета коэффициентов демпфирования в материале для каждой представленной в модели укладки композиционного материала. Использование более точных значений позволит повысить качество проводимых расчетов и уточнить значение критической скорости флаттера для ЛА. Развитие методов оценки и учета коэффициентов демпфирования в композитных панелях является одним из ключевых направлений в обеспечении безопасности и оптимизации конструкции ЛА из ПКМ.

Литература

1. Daniel, I. M., and O. Ishai, *Engineering Mechanics of Composite Materials*, 2nd ed., Oxford University Press, 2005.
2. Barbero E. J. *Introduction to Composite Materials Design*. — N. Y.: CRC Press, 1998
3. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. *Аэроупругость*. – М.: Издательство иностранной литературы, 1958. – 799 с.
4. Ефимик В.А. Применение метода конечных элементов к задаче собственных колебаний прямоугольных пластин и цилиндрических оболочек // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника* 2014. – No 38. – С. 72–92

Methodology for numerical calculation of damping coefficients of composite aircraft panels taking into account lay-up of composite

Rymanova A.N., Khodina A.S., Permiakov A.P.
MAI, Moscow, Russia

Currently, the share of the use of polymer composite materials (PCMs) in air craft structures has increased significantly. Consideration of damping in composite panels is an important aspect to ensure the safety and reliability of the aircraft. For PCM, the methods for taking into account damping in the material [1], and as a consequence in the structure consisting of it, are very different from similar methods for metals and metal structures. When calculating flutter using the finite element method, the values of the damping coefficients are often neglected and either the damping is not included in the model or the average values are taken.

Damping in composites plays a key role in suppressing resonance phenomena [2], which can be critical in many engineering problems. Rayleigh damping coefficients affect the ability of composite panels to absorb vibrational energy, which helps prevent the occurrence of resonant vibrations and aeroelastic instability. The use of damping coefficients in the numerical model leads to a change in its dynamic behavior and stability, which, in turn, makes it possible to more accurately determine the flutter onset speed [3,4]. It is especially important to study the damping of aircraft structures made of PCM using a computational and experimental approach.

This paper proposes a method for preliminary calculation of damping coefficients in the material for each composite material layout presented in the model. The use of more accurate values will improve the quality of calculations and clarify the value of the critical flutter speed for an aircraft. The development of methods for assessing and taking into account damping coefficients in composite panels is one of the key areas in ensuring the safety and optimization of aircraft design made from PCM.

References

1. Daniel, I. M., and O. Ishai, Engineering Mechanics of Composite Materials, 2nd ed., Oxford University Press, 2005.
2. Barbero E. J. Introduction to Composite Materials Design. - N.Y.: CRC Press, 1998
3. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. Aeroelasticity. – M.: Foreign Literature Publishing House, 1958. – 799 p.
4. Efimik V.A. Application of the finite element method to the problem of natural vibrations of rectangular plates and cylindrical shells // Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Aerospace Engineering 2014. – No. 38. – P. 72–92

Численное исследование композитной панели с симметричной укладкой, повреждённой от низкоскоростного воздействия фрагментами авиационного пневматика

Занина Э.А.¹, Мартиросов М.И.^{1,2}, Хомченко А.В.^{1,2}

¹ПАО «Яковлев», г. Москва, Россия

²МАИ, г. Москва, Россия

Конструкции из полимерных композиционных материалов (ПКМ), широко используемые в авиационной технике благодаря их высокой удельной прочности и жесткости, коррозионной стойкости и др., имеют высокую чувствительность к ударным воздействиям. Такое воздействие может быть спровоцировано, например, взрывом пневматика шасси, изготавливаемого из армированной резины. Высока вероятность попадания фрагментов пневматика в элементы силовой конструкции из ПКМ, что может вызвать их повреждение и, тем самым, снижение прочности. В целях сертификации конструкций из ПКМ в части прочности и жёсткости необходимы расчётно-теоретические работы и испытания в обоснование остаточной прочности после удара.

В данной работе проведено численное исследование углепластиковой цилиндрической панели, поврежденной от низкоскоростного ударного воздействия фрагментами авиационного пневматика. Длина панели 540 мм, ширина - 480 мм, стрела подъёма - 7,5 мм. Укладка панели симметричная, сбалансированная и смешанная с типовыми углами $\pm 45^\circ$, 0° и 90° – всего 45 монослоёв с толщиной 0,1 мм.

Процесс моделирования частично автоматизирован:

- для автоматизации процесса создания конечно-элементной сетки разработана методика послойного моделирования панели в программном комплексе Simcenter 3D с учетом когезионных элементов с дальнейшим импортом полученной модели в программный комплекс LS-DYNA;

- разработана программа (макрос) на языке VBA, позволяющая в автоматическом режиме создавать конечно-элементные модели фрагментов пневматика.

Расчёт проведён в LS-DYNA методом конечных элементов с использованием центрально-разностной схемы интегрирования по времени с автоматическим определением шага согласно критерию Куранта-Фридрихса-Леви. Используются следующие модели материалов:

- материал монослоёв: «221_MAT_ORTHOTROPIC_SIMPLIFIED_DAMAGE – имеет деформационный критерий разрушения, диагональные компоненты матрицы жёсткости зависят от деформаций в соответствующих направлениях;

- модель соединения монослоёв: «138_MAT_COHESIVE_MIXED_MODE» – имеет билинейную зависимость усилия разделения от перемещения вдоль фронта распространения трещины;

- материал пневматика: «77_MAT_OGDEN_RUBBER» – гиперупругий материал.

Рассматриваются повреждения материала монослоёв и когезионных элементов для различных случаев соударения фрагментов с панелью. Проводятся измерения кинетической энергии фрагментов пневматика, перемещений и контактных усилий в точках соударения.

Numerical research of a composite panel with symmetrical laying damaged from low-velocity impact by fragments of aircraft tire

Zanina E.A.¹, Martirosov M.I.^{1,2}, Chomshenko A.V.^{1,2}

¹ PJSC «Yakovlev», Moscow, Russia

² MAI, Moscow, Russia

Structures made of polymer composite materials (PCM), widely used in aviation technology due to their high specific strength and rigidity, corrosion resistance, etc., are highly sensitive to impact. For example, the impact may be provoked by explosion of aircraft tire. There is a high probability of getting of fragments of tire into the elements of the load-bearing structure made of PCM, which can cause their damage and, thereby, a decrease in strength. Theoretical calculations and tests are required to justify the residual strength after impact in order to certify structures made of PCM in terms of strength and rigidity.

The numerical research of a carbon-fiber cylindrical panel damaged from low-speed impact by fragments of an aircraft tire was carried out in this work. Panel length 540 mm, width - 480 mm, lifting boom - 7.5 mm. The panel laying is symmetrical, balanced and mixed with typical angles of $\pm 45^\circ$, 0° and 90° . Panel has 45 monolayers with a thickness of 0.1 mm.

The modeling process is partially automated:

- to automate the process of creating a finite element mesh, a technique for layer-by-layer panel modeling was developed in the Simcenter 3D software package, taking into account cohesive elements with further import of the resulting model into the LS-DYNA software package;

- a program (macro) in the VBA language has been developed that allows you to automatically create finite element models of pneumatic fragments.

The calculation was carried out in LS-DYNA by the finite element method using a central-difference time integration scheme with automatic step determination according to the Courant-Friedrichs-Levy criterion. The following material models were used:

- monolayer material: “221_MAT_ORTHOTROPIC_SIMPLIFIED_DAMAGE – has a deformation failure criterion, the diagonal components of the stiffness matrix depend on the deformations in the corresponding directions;

- monolayer connection model: “138_MAT_COHESIVE_MIXED_MODE” – has a bilinear dependence of the separation force on the displacement along the crack propagation front;

- pneumatic material: “77_MAT_OGDEN_RUBBER” – hyperelastic material.

Damage of the monolayers and cohesive elements is considered for various cases of impact of fragments with the panel. Measurements are made of the kinetic energy of tire fragments, displacements and contact forces at the points of impact.

Параметрические исследования эффективности несущих панелей с учетом ограничений по устойчивости и прочности при закритическом состоянии

Митрофанов О.В., Торопылина Е.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе представлен обзор методик поверочного и проектировочного расчета несущих панелей авиационных конструкций с учетом ограничений по устойчивости и прочности при закритическом поведении [1]. Объектом исследований являются гладкие прямоугольные композитные панели средней толщины ортотропной структуры. Целью работы являлось проведение параметрических численных исследований эффективности несущих панелей, толщины которых определены из условий обеспечения устойчивости и прочности при закритическом поведении. Определение толщин композитных панелей по условиям устойчивости проведено исходя из достижения минимального запаса по критическим напряжениям. При рассмотрении задачи определения толщины из условий обеспечения прочности при закритическом поведении в соответствии с методологией проектирования по закритическому состоянию [1], которая основана на аналитических решениях геометрически нелинейных задач методом Бубнова-Галеркина и условии достижения действующих в закритическом состоянии напряжений предельным по прочности значениям в потенциально-критических точках (ПКТ). В работе приведены аналитические выражения для мембранных и изгибных напряжений, которые учитывались при определении оптимальных параметров для мембран и панелей средних толщин. Приведены также в графическом виде поверхности, построенные по аналитическим соотношениям для напряжений, и показано, что ПКТ для панелей различных толщин имеют различные координаты.

С целью экспериментального исследования закритического поведения композитных панелей в работе представлены некоторые результаты экспериментальных исследований углепластиковых панелей, нагруженных продольными сжимающими усилиями. Рассмотрены гладкие панели без повреждений и с дефектами в виде сквозных отверстий. Представлены расчетно-экспериментальные исследования устойчивости композитных

панелей с указанными дефектами и показано, что расположение дефекта влияет на критические напряжения потери устойчивости.

Литература

1. Митрофанов О.В. Прикладные геометрически нелинейные задачи при проектировании и расчетах композитных авиационных конструкций. – М.: МАИ (НИУ), 2022. – 164 с. – ISBN 978-5-4316-0984-8.

Parametric studies of the effectiveness of load-bearing panels, considering the limitations on stability and strength in the post-buckling condition

Mitrofanov O.V., Toropylina E.Y.
MAI, Moscow, Russia

The paper presents an overview of the methodologies for the verification and design calculation of load-bearing panels of aircraft structures, considering the limitations on stability and strength under post-buckling behavior [1]. The object of research is smooth rectangular composite panels of medium thickness of an orthotropic structure. The purpose of the work was to conduct parametric numerical studies of the effectiveness of load-bearing panels, the thicknesses of which are determined from the conditions for providing stability and strength under post-buckling behavior. The determination of the thickness of composite panels according to the stability conditions was carried out based on the achievement of a minimum margin for critical stresses. When considering the problem of determining the thickness from the conditions for ensuring strength under post-buckling behavior in accordance with the design methodology for the post-buckling state [1], which is based on analytical solutions of geometrically nonlinear problems by the Bubnov-Galerkin method and the condition for achieving stresses operating in a post-buckling state with strength limits at potentially critical points (PCP). The paper presents analytical expressions for membrane and bending stresses, which were considered when determining the optimal parameters for membranes and panels of medium thickness. The surfaces constructed according to analytical ratios for stresses are also graphically shown, and it is shown that the PCP for panels of different thicknesses have different coordinates.

In order to experimentally study the post-buckling behavior of composite panels, the paper presents some results of experimental studies of carbon fiber panels loaded with longitudinal compressive forces. Smooth panels without damage and with defects in the form of through holes are considered. Analytical-experimental study of the stability of composite panels with these defects are presented and it is shown that the location of the defect affects the critical stresses of loss of stability.

References

1. Mitrofanov O.V. Applied geometrically nonlinear problems in the design and calculations of composite aircraft structures. – М.: МАИ (НИУ), 2022. – 164 p. – ISBN 978-5-4316-0984-8.

Особенности анализа прочности несущих панелей тонкостенных авиационных конструкций с учетом геометрически нелинейного поведения

Митрофанов О.В.^{1,3}, Евреинова Г.Д.², Булгакова М.Н.³
¹МАИ, ²МЭИ, ³ПАО Яковлев, г. Москва, Россия

Рассмотрены особенности проведения анализа прочности панелей тонкостенных авиационных конструкций с учетом геометрически нелинейного поведения. Представлены результаты численного решения линейной и геометрически нелинейной задачи определения напряженно-деформированного состояния регулярной части фюзеляжа регионального самолета. Показано, что возникающие в обшивке напряжения могут различаться более чем в два раза, причем большие величины соответствуют линейному расчету. Кроме того, напряжения в шпангоутах и стрингерах также могут различаться на 10...15%, но при этом максимальные значения соответствуют геометрически нелинейному расчету.

В работе рассмотрены композитные обшивки кессона крыла легкого самолета с ортотропной и несимметричной структурой, нагруженные продольными сжимающими усилиями и поперечным давлением. Представлены аналитические решения следующих геометрически нелинейных задач: одновременное нагружение сжимающими потоками и давлением, а также последовательное нагружение сначала давлением (при образовании начальной погиби при $m=n=1$) и затем сжатием с учетом закритического поведения и образованием большого числа полуволн в продольном направлении ($m>1$, $n=1$). Аналитические решения геометрически нелинейных задач в данной работе получены методом Бубнова-Галеркина, при этом прогиб обшивки задавался в виде суммы двух членов тригонометрического ряда, причем первый член соответствовал прогибу от действия давления, а второй описывал волнообразование при потере устойчивости от сжатия. В результате аналитическое решение геометрически нелинейной задачи при одновременном нагружении давлением и сжатием сведено к численному решению системы двух нелинейных уравнений относительно двух амплитуд прогиба. Аналитическое решение геометрически нелинейной задачи при последовательном нагружении, с учетом определения начальной погиби при действии давления, сведено к последовательному численному решению нелинейных уравнений на каждом этапе при определении соответствующих амплитуд прогиба. На основе представленных результатов аналитических решений геометрически нелинейных задач в работе предложены методики [1] вычисления минимальных толщин, определяемых из условия достижения действующих в потенциально-критических точках напряжений, соответствующим предельным по прочности значениям.

Литература

1. Митрофанов О. В. Прикладные геометрически нелинейные задачи при проектировании и расчетах композитных авиационных конструкций. – М.: МАИ (НИУ), 2022. – 164 с. – ISBN 978-5-4316-0984-8.

Features of the analysis of the strength of load-bearing panels of thin-walled aircraft structures taking into account geometrically nonlinear behavior

Mitrofanov O.V.^{1,3}, Evreinova G.D.², Bulgakova M.N.³

¹ MAI, ² National Research University Moscow Power Engineering Institute, ³ JSC Yakovlev Corporation, Moscow, Russia

The features of the analysis of the strength of panels of thin-walled aircraft structures taking into account geometrically nonlinear behavior are considered. The results of a numerical solution of the linear and geometrically nonlinear problem of determining the stress-strain state of the regular part of the fuselage of a regional aircraft are presented. It is shown that the stresses arising in the skin can differ by more than a factor of two, with larger values corresponding to linear calculations. In addition, stresses in frames and stringers can also differ by 10...15%, but the maximum values correspond to a geometrically nonlinear calculation.

The work examines composite skins of a light aircraft wing caisson with an orthotropic and asymmetrical structure, loaded with longitudinal compressive forces and lateral pressure. Analytical solutions to the following geometrically nonlinear problems are presented: simultaneous loading with compressive flows and pressure, as well as sequential loading first with pressure (with the formation of initial loss at $m=n=1$) and then with compression, taking into account postcritical behavior and the formation of a large number of half-waves in the longitudinal direction ($m > 1, n=1$). Analytical solutions to geometrically nonlinear problems in this work were obtained by the Bubnov-Galerkin method, while the skin deflection was specified as the sum of two terms of a trigonometric series, with the first term corresponding to the deflection due to pressure, and the second describing wave formation during loss of stability due to compression. As a result, the analytical solution of a geometrically nonlinear problem under simultaneous loading by pressure and compression is reduced to a numerical solution of a system of two nonlinear equations for two deflection amplitudes. The analytical solution of a geometrically nonlinear problem under sequential loading, taking into account the determination of the initial deflection under pressure, is reduced to a sequential numerical solution of nonlinear equations at each stage when determining the corresponding deflection amplitudes. Based on the presented results of analytical solutions of geometrically nonlinear problems, the paper proposes methods [1] for calculating minimum thicknesses determined from the condition that the stresses acting at potentially critical points stresses corresponding to the ultimate strength values.

References

1. Mitrofanov O. V. Applied geometrically nonlinear problems in the design and calculations of composite aircraft structures. – M.: MAI (NIU), 2022. – 164 p. – ISBN 978-5-4316-0984-8.

Эмпирическое исследование по определению дополнительного коэффициента запаса по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сдвиговых и сжимающих нагрузках с учетом дефектов 1-ой категории

Больших А.А., Мольков О.Р., Грибцов Д.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

В ходе текущего исследования на основе методики по определению уровня деградации упругих свойств композитных панелей больших толщин под воздействием низкоскоростных ударных воздействий определены критические силы по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сжимающих и сдвиговых нагрузках с учетом дефектов 1ой категории [1].

Выявлен эмпирический дополнительный коэффициент запаса по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сдвиговых и сжимающих нагрузках с учетом низкоскоростных ударных воздействий, приводящих к дефектам 1-ой категории. Так, с учетом всех необходимых данных получено удовлетворительное схождение результатов численного анализа потери устойчивости от сдвига и сжатия композитных панелей с учетом дефектов 1-ой категории с выведенной аналитической зависимостью с дополнительным коэффициентом запаса. Данный результаты имеют расхождения не больше 1% на всем рассматриваемом в данном исследовании диапазоне толщин [2-6].

В рамках исследования получены зависимости по определению критических сил по потере устойчивости композитных панелей больших толщин при сжимающих и сдвиговых нагрузках с учетом дефектов 1-ой категории которая дает возможность получить значения критической силы потери устойчивости с учетом деформаций поперечного сдвига на ранних этапах проектирования.

Литература

1. Больших А.А., Мольков О.Р., Грибцов Д.Д. Расчетное исследование устойчивости композитных ортотропных панелей больших толщин с учетом деформаций поперечного сдвига при сжимающих и сдвиговых нагрузках // *Авиация и космонавтика*. – 2023. – С. 20-24.
2. Kollar L. P., Springer G. S. *Mechanics of composite structures*. – Cambridge university press, 2003.
3. Hwang I., Lee J. S. Buckling of orthotropic plates under various inplane loads // *KSCE Journal of Civil Engineering*. – 2006. – Т. 10. – С. 349-356.
4. Wankhade R. L., Niyogi S. B. Buckling analysis of symmetric laminated composite plates for various thickness ratios and modes // *Innovative Infrastructure Solutions*. – 2020. – Т. 5. – №. 3. – С. 65.
5. Gavva L. M. Buckling Problems of Structurally-Anisotropic Composite Panels of Aircraft with Influence of Production Technology // *Materials Science Forum*. – Trans Tech Publications Ltd, 2019. – Т. 971. – С. 45-50.
6. Vasiliev V. V., Morozov E. V. *Advanced mechanics of composite materials and structures*. – Elsevier, 2018.

An empirical study to determine an additional margin factor for the loss of stability of composite panels of large thicknesses under shear and compressive loads, taking into account BVID

Bolshikh A.A., Molkov O.R., Gribtsov D.D.
MAI, Moscow, Russia

In this paper of the current study, based on the methodology for determining the level of degradation of the elastic properties of composite panels of large thicknesses under the influence of low-speed shock effects, critical forces for the loss of stability of composite panels of large thicknesses under compressive and shear loads, taking into account BVID were determined [1].

An empirical additional margin factor for the loss of stability of composite panels of large thicknesses under shear and compressive loads has been revealed, taking into account low-speed shock effects leading to BVID. Thus, taking into account all the necessary data, a satisfactory convergence of the results of the numerical analysis of the loss of stability from shear and compression of composite panels was obtained, taking into account BVID with the derived analytical dependence with an additional margin factor. These results have discrepancies of no more than 1% over the entire thickness range considered in this study [2-6].

As part of the study, dependences were obtained for determining the critical forces for loss of stability of composite panels of large thicknesses under compressive and shear loads, taking into account BVID, which makes it possible to obtain values of the critical force of loss of stability, taking into account transverse shear deformations at early design stages.

References

1. Bolshikh A.A., Molkov O.R., Gribtsov D.D. Computational study of the stability of composite orthotropic panels of large thicknesses taking into account transverse shear deformations under compressive and shear loads // *Aviation and Cosmonautics*. - 2023. – pp. 20-24.
2. Kollar L. P., Springer G. S. *Mechanics of composite structures*. – Cambridge university press, 2003.
3. Hwang I., Lee J. S. Buckling of orthotropic plates under various inplane loads // *KSCE Journal of Civil Engineering*. – 2006. – V. 10. – P. 349-356.
4. Wankhade R. L., Niyogi S. B. Buckling analysis of symmetric laminated composite plates for various thickness ratios and modes // *Innovative Infrastructure Solutions*. – 2020. – T. 5. – №. 3. – C. 65.
5. Gavva L. M. Buckling Problems of Structurally-Anisotropic Composite Panels of Aircraft with Influence of Production Technology // *Materials Science Forum*. – Trans Tech Publications Ltd, 2019. – V. 971. – P. 45-50.
6. Vasiliev V. V., Morozov E. V. *Advanced mechanics of composite materials and structures*. – Elsevier, 2018.

Численные исследования устойчивости композитных панелей при сжатии и сдвиге с учетом сквозных дефектов и деформаций поперечного сдвига

Митрофанов О.В., Мольков О.Р., Торопылина Е.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Представлены результаты численных исследований устойчивости прямоугольных композитных панелей при действии сжимающих и касательных усилий с учетом сквозных дефектов и деформаций поперечного сдвига. Объектами исследований данной работы являлись гладкие композитные панели ортотропной структуры средней и большой толщины [1]. Цель работы состояла в проведении численных исследований методом конечных элементов при решении линейных задач устойчивости для получения аппроксимации аналитических формул для определения критических потоков гладких композитных панелей при сжатии и сдвиге. В работе получены указанные прикладные формулы для гладких панелей при шарнирном и жестком всестороннем опирании. Кроме того, при проведении параметрических исследований устойчивости учитывалось наличие сквозного дефекта и представлены результаты исследований влияния расположения дефекта на величины критических потоков. Отмечено, что наличие дефекта должно быть исследовано при оценке остаточной прочности и при оценке снижения критических напряжений потери устойчивости. Аналогичные исследования для тонких композитных панелей выполнены в работе [2].

Отмечено, что полученные формулы для критических потоков могут быть в явном виде использованы для модификации аналитических методик оптимального проектирования композитных подкрепленных панелей [2], основанных на условии равно устойчивости (равенстве критических напряжений по местной и общей потере устойчивости). В работе представлены аналитические соотношения для определения параметров подкрепленных панелей при сжатии и сдвиге. Задача оптимизации сведена к минимизации функции одной переменной [2], являющейся отношением высоты к шагу подкрепления, но в представленной работе дополнительно учтены деформации поперечного сдвига при определении критических напряжений.

Литература

1. Митрофанов О. В. К вопросу о дополнении к классификации композитных панелей при проектировании по закритическому состоянию при сжатии и сдвиге // Естественные и технические науки. – 2023. – № 9(184). – С. 84-87. – DOI 10.25633/ETN.2023.09.06.
2. Митрофанов О.В., Торопылина Е.Ю. Особенности методики проектирования и программ испытаний сжатых композитных панелей при ограничениях по устойчивости с учетом влияния сквозных повреждений // Естественные и технические науки. – 2023. – № 4(179). – С. 259-263. – DOI 10.25633/ETN.2023.04.14.

Numerical studies of the stability of composite panels under compression and shear, taking into account through defects and transverse shear deformations

Mitrofanov O.V., Molkov O.R., Toropylina E.Y.
MAI, Moscow, Russia

The results of numerical studies of the stability of rectangular composite panels under the action of compressive and tangential forces, taking into account through defects and transverse shear deformations, are presented. The objects of research in this work were smooth composite panels of orthotropic structure of medium and large thickness [1]. The purpose of the work was to conduct numerical studies using the finite element method in solving linear stability problems to obtain an approximation of analytical formulas for determining the critical flows of smooth composite panels during compression and shear. The specified applied formulas for smooth panels with hinged and rigid all-round support are obtained in the work. In addition, when conducting parametric stability studies, the presence of a through defect was taken into account and the results of studies of the effect of the location of the defect on the values of critical flows are presented. It is noted that the presence of a defect should be studied when assessing the residual strength and when assessing the reduction of critical stresses of loss of stability. Similar studies for thin composite panels have been carried out in the work [2].

It is noted that the obtained formulas for critical flows can be explicitly used to modify analytical methodologies for optimal design of composite reinforced panels based on the condition of equal stability (equality of critical stresses in local and total loss of stability) [2]. The article presents analytical relations for determining the parameters of reinforced panels during compression and shear. The optimization problem is reduced to minimizing the function of one variable [2], which is the ratio of height to reinforcement step, but in the presented work, transverse shear deformations are additionally taken into account when determining critical stresses.

References

1. Mitrofanov O. V. On the issue of additions to the classification of composite panels in the design according to the post-buckling state during compression and shear // Natural and technical Sciences. – 2023. – № 9(184). – P. 84-87. – DOI 10.25633/ETN.2023.09.06.
2. Mitrofanov O. V., Toropylina E.Y. Features of the design methodology and test programs for compressed composite panels with stability limitations, taking into account the impact of through damage // Natural and technical Sciences. – 2023. – № 4(179). – P. 259-263. – DOI 10.25633/ETN.2023.04.14.

Математическая модель для оптимального проектирования композитных панелей средних и больших толщин несущих поверхностей летательных аппаратов с уточнёнными ограничениями по статической прочности с учётом деформаций поперечного сдвига

Хан Тху Аунг, Гавва Л.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Повышение весовой эффективности планера летательных аппаратов (ЛА) за счёт реализации структурных резервов в композитных авиационных конструкциях способствует снижению затрат на разработку современных образцов авиационной

техники. Новые уточнённые математические модели составляют базис проектирования и оптимизации корневой части крыла из композиционных материалов в зоне стыка с фюзеляжем.

Для реализации оптимального размерно-весового проекта в зоне корневой нервюры разрабатывается метод оптимального проектирования конструктивно анизотропных панелей несущих поверхностей ЛА из композиционных материалов с ограничениями на целевую функцию веса в соответствии с уточнённым анализом статической прочности с учётом деформаций поперечного сдвига. Когда толщина обшивки средняя и большая, ограничения на целевую функцию веса при оптимальном проектировании панелей вблизи корневой нервюры следует вводить по прочности на сжатие, так как средние по пакету критические напряжения соответствуют высоким значениям запасов по устойчивости.

Цель работы - постановка задач статики, моделирование напряжённо-деформированного состояния (НДС) конструктивно анизотропных панелей из полимерных композиционных материалов с учётом деформаций поперечного сдвига; построение аналитического решения нового разрешающего дифференциального уравнения десятого порядка в частных производных.

К новым научным результатам относятся: формирование новой математической модели для исследования статической прочности, построение новых аналитических ограничений на целевую функцию при оптимальном проектировании конструктивно анизотропных композитных панелей ЛА с обшивкой средней и большой толщины с учётом деформаций поперечного сдвига. Научная новизна работы заключается в дальнейшем развитии теории деформаций поперечного сдвига первого порядка.

При оптимальном проектировании, когда целевая функции веса панели исследуется на условный экстремум в строгой математической постановке, построенные по уточнённой теории аналитические решения задач прочности вводятся в качестве строгих ограничений для перехода к безусловному экстремуму функции Лагранжа.

Рассматриваются статические задачи для плоской прямоугольной многослойной панели средней и большой толщины из полимерных композиционных материалов, обладающей анизотропией вследствие несимметричной укладки слоёв пакета. Панель находится под действием распределенной постоянной сжимающей нагрузки, приложенной к кромкам в плоскости обшивки в продольном направлении. Краевые условия по продольным кромкам соответствуют частному случаю граничных условий для плоской задачи и задачи изгиба. На торцах граничные условия произвольны, в рамках плоской задачи удовлетворяется условие равенства внутренних и внешних продольных усилий. Необходимо строгое моделирование НДС и прочности конструкций, находящихся в реальных условиях нагружения и закрепления, применительно к корневой части крыла из композиционных материалов.

Представлены соотношения новой математической модели для исследования статической прочности. В задаче пять неизвестных функций: три компонента вектора перемещений и углы поворота относительно осей y и x , соответственно. Деформации поперечного сдвига предполагаются постоянными по отношению к поперечной координате z , обжатие нормали по толщине панели не учитывается.

Проблема сводится к решению краевых задач для дифференциального уравнения в частных производных десятого порядка в прямоугольной области, изгиб и плоское

напряженное состояние связаны. Разрешающее уравнение десятого порядка построено методом символического интегрирования системы пяти дифференциальных уравнений равновесия панели в рамках уточнённой модели с учётом деформаций поперечного сдвига в плоскостях xOz и yOz , которыми пренебрегают при расчёте тонких обшивок. Линейный дифференциальный оператор разрешающего уравнения содержит производные чётного порядка по каждой из координат, если структура композитной панели ортотропна.

Решение дифференциального уравнения равновесия десятого порядка впервые построено в одинарных тригонометрических рядах в замкнутом виде.

Для оценки послойных эквивалентных напряжений и запасов прочности конструктивно-анизотропных панелей средней и большой толщины с учётом деформаций поперечного сдвига используется критерий Гольденבלата-Копнова в трёх координатных плоскостях, связанных со слоем.

В качестве перспектив дальнейшей проработки темы рассматриваются постановка задач статики, моделирование НДС плоских прямоугольных в плане панелей с обшивкой средней и большой толщины, эксцентрично подкреплённых продольно-поперечным набором, из полимерных композиционных материалов. Методы расчёта разрабатываются на основе уточнённой модели с учётом деформаций поперечного сдвига в плоскостях xOz и yOz , а также деформации сдвига в плоскости xOy в рамках теории тонкостенных упругих стержней В.З. Власова и контактной задачи для обшивки и ребра жёсткости.

Оптимальное проектирование элементов планера самолета с ограничениями, построенными в рамках уточнённой теории, является базисом для снижения массовых характеристик авиационной техники на основе результатов оптимизации размерно-весовых проектов.

Литература

1. Гавва Л.М., Фирсанов В.В. Метод анализа статической прочности конструктивно-анизотропных композитных панелей летательных аппаратов с учётом деформации поперечного сдвига на основе уточнённой теории // В сборнике Материалы XXIII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2023), 4–10 сентября 2023 г., Дивноморское, Краснодарский край. — М.: Изд-во МАИ, 2023. — С. 194 - 195

2. Korolskii V.V., Turbin N.V., Gavva L.M. Manipulation of optimal size-weight project parameters of composite structurally anisotropic aircraft panels with restrictions according to the refined buckling theory // Aerospace Systems. - 2024. - Vol. 7 (1). - <https://doi.org/10.1007/s42401-024-00277-2>.

Mathematical model for optimal design of composite panels of medium and large thicknesses of aircraft load bearing surfaces with specified constraints on static strength taking into account transverse shear deformations

T.A. Han, Gavva L.M.
MAI, Moscow, Russia

Increasing the weight efficiency of the airframe of aircraft due to the implementation of structural reserves in composite aircraft structures helps to reduce the cost of developing modern aircraft models. New refined mathematical models provide the basis for the design and

optimization of the wing root part made of composite materials in the joint area with the fuselage.

A method for optimum design of structurally anisotropic panels of aircraft load-bearing surfaces made from composite materials with constraints on the target weight function in accordance with the refined analysis of static strength taking into account transverse shear deformations is developed for the realization of the optimal size-weight design in the root rib area. When the thickness of the skin is medium and large, constraints on the objective weight function for the optimal design of panels near the root rib should be introduced in terms of compressive strength, since the critical stresses averaged over the package correspond to high values of stability margins.

The aim of the study is the formulation of static problems, modeling of the stress-strain state (SSS) of structurally anisotropic panels made of polymer composite materials taking into account transverse shear deformations; development of analytical solution of a new solving partial differential equation of the tenth order.

The new scientific results include: the formation of a new mathematical model for the study of static strength, the construction of new analytical constraints on the objective function in the optimal design of structurally anisotropic composite panels of aircraft with medium and large thickness skins, taking into account transverse shear deformations. The scientific novelty of the study consists in further development of the first-order shear deformation theory.

In optimal design, when the objective function of panel weight is considered as a conditional extremum in a strict mathematical formulation, the analytical solutions of strength problems based on the specified theory are introduced as strict constraints for the transition to the unconditional extremum of the Lagrange function.

Static problems for a flat rectangular multilayer panel of medium and large thickness made of polymer composite materials possessing anisotropy due to asymmetric stacking of the plies are considered. The panel is under the action of a distributed constant compressive load applied to the edges in the plane of the skin in the longitudinal direction. The boundary conditions at the longitudinal edges correspond to a special case of the boundary conditions for the plane problem and the bending problem. At the ends, the boundary conditions are arbitrary; within the framework of a plane problem, the condition of equality of internal and external longitudinal forces is satisfied. It is necessary to strictly simulate the stress-strain state and strength of structures under real loading and fastening conditions in relation to the root part of a wing made of composite materials.

The relationships of a new mathematical model for studying static strength are presented. There are five unknown functions in the problem: three components of the displacement vector and rotation angles relative to the y and x axes, respectively. Transverse shear deformations are assumed to be constant with respect to the transverse coordinate z ; the normal compression along the panel thickness is not taken into account.

The problem is solved by solving boundary value problems for a partial differential equation of the tenth order in a rectangular domain, bending and plane stress state are related. The tenth order governing equation is generated by symbolic integration method of five differential equations for panel equilibrium within the framework of a specified model taking into account transverse shear deformations in the xOz and yOz planes, which are neglected when calculating thin skins. The linear differential operator of the governing equation contains

derivatives of even order with respect to each of the coordinates if the structure of the composite panel is orthotropic.

The solution of the tenth-order equilibrium differential equation is generated for the first time in single trigonometric series as closed form.

The Goldenblat-Kopnov criterion in three coordinate planes associated with the layer is used to evaluate the layer-by-layer equivalent stresses and safety margins of medium and large thickness structurally anisotropic panels considering transverse shear deformations.

As prospects for further development of the topic, the formulation of statics problems and modeling of the stress-strain state of flat rectangular panels with medium and large thickness skin, eccentrically reinforced by a longitudinal-transverse set, made of polymer composite materials are considered. Calculation methods are developed on the basis of a specified model taking into account transverse shear deformations in the xOz and yOz planes, as well as shear deformations in the xOy plane within the framework of the theory of thin-walled elastic rods by V.Z. Vlasov and the contact problem for panel skin and stiffeners.

Optimal design of aircraft airframe elements with the constraints designed within the framework of the specified theory is the basis for reducing the mass characteristics of aircraft based on the results of size-weight optimization designs.

References

1. Gavva L.M., Firsanov V.V.. Method of analyzing static strength of structural-anisotropic composite panels of aircraft taking into account transverse shear deformation on the basis of specified theory // In Proceedings of the XXIII International Conference on Computational Mechanics and Modern Applied Software Systems (CMMASS'2023), September 4-10, 2023, Divnomorskoye, Krasnodar Territory. - Moscow: Izd-vo MAI, 2023. - C. 194 - 195
2. Korolskii V.V., Turbin N.V., Gavva L.M. Manipulation of optimal size-weight project parameters of composite structurally anisotropic aircraft panels with restrictions according to the refined buckling theory // Aerospace Systems. - 2024. - Vol. 7 (1). - <https://doi.org/10.1007/s42401-024-00277-2>.

**Автономность беспилотных воздушных судов.
Предложения по формированию терминологии**

Настас Г.Н., Попов А.П., Титов А.Е., Смолин А.Л.
ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» г. Москва

Применение беспилотных воздушных судов (БВС) во многих отраслях экономики страны доказывает свою эффективность в сравнении с пилотируемыми воздушными судами. Конечно, отсутствие наземной инфраструктуры, обеспечивающей эксплуатацию БВС с требуемым уровнем безопасности зачастую нивелирует преимущество в уменьшении стоимости предоставляемой услуги. Но развитие технологий совершенствования беспилотных авиационных (БАС) систем обеспечит существенную разницу в качестве и стоимости авиационных работ в пользу беспилотной техники. Очевидно, что для решения более сложных задач, где оператору (внешнему пилоту) сложно контролировать полет к примеру, полет за пределами прямой видимости (BVLOS), перспективные БВС необходимо наделять некоторой степенью автономности. Автономность БВС нахождения в воздушном пространстве может быть обеспечена традиционными подходами, например, автоматизацией (автоматический полет по маршруту, автоматическая посадка и др.), но перспективными технологиями автономного полета, по мнению экспертного сообщества, будут являться технологии, способствующие интеллектуализации как самих БВС (их составных частей), так и интеллектуализации их систем управления.

Для проведения исследований в области авиационных систем и современной теории управления сложными автоматическими системами определимся, что интеллектуальная авиационная система – это крупномасштабная информационно-исполнительная система, основанная на применении групп взаимосвязанных летательных аппаратов, наземных (внешних) систем управления и соответствующей инфраструктуры для решения совокупности задач [1, 2, 3].

В летательных аппаратах, в том числе БВС в составе интеллектуальных авиационных систем должны быть реализованы [4, 5, 6]:

- повышенная ресурсная автономность;
- модульность построения и реконфигурируемость;
- помехозащищенные многоканальные средства и системы информационно-управляющего взаимодействия и опознавания;
- интеллектуальные программно-алгоритмические средства, позволяющие обеспечить распознавание объектов и внешней (фоно-целевой) обстановки, рефлексивное прогнозирование развития событий, планирование рационального (оптимального) поведения и, как следствие, адаптивное контролируемое функционирование в неопределенных, динамически изменяющихся разнородных условиях применения;
- интеллектуальные программно-алгоритмические средства, позволяющие обеспечить интеграцию разнотипных ЛА в единую группу с последующим управлением их совместными действиями;

- интеллектуальные системы человеко-машинного интерфейса и поддержки принятия решений операторами управления при решении боевых (ударных, огневых), обеспечивающих и специальных задач.

При этом, конструктивная и технологическая унификация летательных аппаратов и их ключевых функциональных компонентов крупномасштабных авиационных систем обеспечит снижение их стоимостных характеристик [7].

Для определения термина «автономность» проведем анализ нормативных документов (стандартов), определяющих содержание и значение этого неоднозначного понятия.

В отечественной нормативной базе термин «автономность» для авиационной техники не определен, однако определены термины «автономный полет» и «автономное воздушное судно» в соответствии с национальным стандартом Российской Федерации – ГОСТ Р 56122-2014. Воздушный транспорт. Беспилотные авиационные системы. Общие требования» (введен в действие с 01.06.2015):

- автономное воздушное судно: беспилотное воздушное судно, которое не предусматривает вмешательство пилота в управление полетом;

- автономный полет: полет, который дистанционно пилотируемое воздушное судно выполняет без вмешательства пилота в управление полетом. При рассмотрении этих терминов видно, что они противоречат друг другу. Ведь «автономное воздушное судно» должно выполнять «автономный полет», однако в определении данного термина указывается, что его выполняет дистанционно пилотируемое воздушное судно.

Национальный стандарт РФ ГОСТ Р 60.0.0.4-2023 (идентичен международному стандарту ИСО 8373:2021) «Роботы и робототехнические устройства. Термины и определения» определяет «автономность (autonomy)» как «Способность выполнять задачи по назначению на основе текущего состояния и восприятия внешней среды без вмешательства человека». В стандарте отмечается что, «для конкретного применения уровень автономности может быть оценен в соответствии с качеством принятия решений и независимости от человека».

Проведенный анализ отечественных стандартов в области автономности позволяет определить термин «автономность» авиационной системы как способность функционировать в реальных условиях применения без внешнего управления в значимый (требуемый) интервал времени (времени автономного функционирования).

Литература

1. Щербатов, И.А. Автономность функционирования и степень интеллектуальности сложных технических систем // Информатика и системы управления, 2016, №3(49). Интеллектуальные системы. С.105-118.

2. Ермолов, И.Л. Повышение автономности мобильных роботов, как важнейшее направление развития современной робототехники // Вестник МГТУ "Станкин". – 2010. – №. 2 (10). – С. 121-127. – EDN МТВКСР.

3. Королев, А.С., Рязанов, Д.В. Современные подходы к осмыслению понятия автономности технических систем // International Journal of Open Information Technologies. Выпуск № 10, № 12, 2022. ISSN: 2307-8162.

4. Кутахов, В.П. Проблемы и направления интеллектуализации управления крупномасштабными авиационными системами / В. П. Кутахов // XIV Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2021): материалы: в 4 т.,

Дивноморское, Геленджик, 27 сентября – 02 октября 2021 года. Том 3. – Ростов-на-Дону: Южный федеральный университет, 2021. – С. 52-54. – EDN SNHZFO.

5. Сагалович, С. А. Методы повышения взлётно-посадочных характеристик БЛА балансирующей схемы «летающее крыло» / С. А. Сагалович // Гагаринские чтения 2024 : Сборник тезисов докладов 50-ой Международной молодежной научной конференции, Москва, 09–12 апреля 2024 года. – Москва: ООО "Издательство "Перо", 2024. – С. 10-11. – EDN FZITAC.

6. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

7. Серебрянский, С. А. Некоторые подходы по управлению конфигурацией беспилотных авиационных систем на этапах жизненного цикла / С. А. Серебрянский, К. Г. Настас // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2021) : Труды Четырнадцатой международной конференции, Москва, 27–29 сентября 2021 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2021. – С. 1202-1211. – DOI 10.25728/4499.2021.39.74.001. – EDN WOEBMH.

The autonomy of unmanned aircraft. Suggestions for the formation of terminology

Nastas G.N., Popov A.P., Titov A.E., Smolin A.L.

¹National Research Center «Institute named after N.E.Zhukovsky», Moscow, Russia

The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) in many sectors of the country's economy proves its effectiveness in comparison with manned aircraft. Of course, the lack of ground infrastructure that ensures the operation of UAVs with the required level of security often negates the advantage in reducing the cost of the service provided. But the development of technologies to improve unmanned aviation (UAS) systems will provide a significant difference in the quality and cost of aviation work in favor of unmanned vehicles. Obviously, in order to solve more complex tasks, where it is difficult for the operator (external pilot) to control, for example, flight beyond the line of sight (BVLOS), promising UAVs must be endowed with some degree of autonomy. The autonomy of UAVs in airspace can be ensured by traditional approaches, for example, automation (automatic flight along the route, automatic landing, etc.), but promising technologies of autonomous flight, according to the expert community, will be technologies that contribute to the intellectualization of both UAVs themselves (their components) and intellectualization their control systems.

To conduct research in the field of aviation systems and modern management theory of complex automatic systems, we determine that an intelligent aviation system is a large-scale information and executive system based on the use of groups of interconnected aircraft, ground-based (external) control systems and appropriate infrastructure to solve a set of tasks [1,2,3].

In aircraft, including aircraft as part of intelligent navigation systems should be implemented [4,5,6]:

Increased resource autonomy;

- Modularity of construction and reconfigurability;

- noise-proof multichannel means and systems of information and control interaction and identification;
- intelligent software and algorithmic tools that allow for the recognition of objects and the external (background-target) environment, reflexive forecasting of the development of events, planning of rational (optimal) behavior and, as a result, adaptive controlled functioning in uncertain, dynamically changing heterogeneous application conditions;
- intelligent software and algorithmic tools to ensure the integration of different types of aircraft into a single group with subsequent management of their joint actions;
- Intelligent systems of human-machine interface and support for decision-making by control operators in solving combat (shock, fire), security and special tasks.

At the same time, the constructive and technological unification of aircraft and their key functional components of large-scale aviation systems will ensure a reduction in their cost characteristics [7].

To define the term "autonomy", we will analyze the normative documents (standards) defining the content and meaning of this ambiguous concept.

In the domestic regulatory framework, the term "autonomy" for aviation technology is not defined, but the terms "autonomous flight" and "autonomous aircraft" are defined in accordance with the national standard of the Russian Federation - GOST R 56122-2014. Air transport. Unmanned aircraft systems. General requirements" (effective from 06/01/2015):

- Autonomous aircraft: an unmanned aircraft that does not anticipate pilot intervention in flight control;
- Autonomous flight: a flight that a remotely piloted aircraft performs without the pilot interfering with flight control. When considering these terms, it is clear that they contradict each other. After all, an "autonomous aircraft" must perform an "autonomous flight", however, the definition of this term indicates that it is performed by a remotely piloted aircraft.

The national standard of the Russian Federation GOST R 60.0.0.4-2023 (identical to the international standard ISO 8373:2021) "Robots and robotic devices. Terms and definitions" defines "autonomy" as "The ability to perform tasks as intended based on the current state and perception of the external environment without human intervention.". The standard notes that, "for a specific application, the level of autonomy can be assessed in accordance with the quality of decision-making and human independence."

The analysis of domestic standards in the field of autonomy allows us to define the term "autonomy" of an aviation system as the ability to function in real conditions of use without external control in a significant (required) time interval (time of autonomous operation).

References

1. Shcherbatov, I.A. Autonomy of functioning and degree of intelligence of complex technical systems // Informatics and Control systems, 2016, No. 3(49). Intelligent systems. pp.105-118.
2. Ermolov, I.L. Increasing the autonomy of mobile robots as the most important direction in the development of modern robotics // Bulletin of the Moscow State Technical University "Stankin". – 2010. – №. 2 (10). – Pp. 121-127. – EDN MTBKCP.
3. Korolev, A.S., Ryazanov, D.V. Modern approaches to understanding the concept of autonomy of technical systems // International Journal of Open Information Technologies. Issue No. 10, No. 12, 2022. ISSN: 2307-8162.
4. Kutakhov, V.P. Problems and directions of intellectualization of management of large-scale aviation systems / V. P. Kutakhov // XIV All-Russian Multi-conference on Management Problems (MCPU-2021): materials: in 4 volumes, Divnomorskoye, Gelen-jik, September 27 –

October 02, 2021. Volume 3. – Rostov-on-Don: Southern Federal University, 2021. – pp. 52-54. – EDN SNHZFO.

5. Sagalovich, S. A. Methods for improving the takeoff and landing characteristics of UAVs with the “flying wing” balancing scheme / S. A. Sagalovich // *Gagarin Readings 2024: Collection of abstracts of reports of the 50th International Youth Scientific Conference, Moscow, April 9–12, 2024.* – Moscow: ООО "Izdatelstvo" Pero ", 2024. – P. 10-11. – EDN FZITAC.

6. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

7. Serebryansky, S. A. Some approaches to managing the configuration of unmanned aircraft systems at life cycle stages / S. A. Serebryansky, K. G. Nastas // *Management of Large-Scale Systems Development (MLSD'2021): Proceedings of the Fourteenth International Conference, Moscow, September 27–29, 2021 / Under the general editorship of S.N. Vasilyeva, A.D. Tsvirkuna.* – Moscow: Institute of Management Problems named after. V.A. Trapeznikova RAS, 2021. – P. 1202-1211. – DOI 10.25728/4499.2021.39.74.001. – EDN WOEBMH

Уровни автономности беспилотных воздушных судов

Настас Г.Н.¹, Попов А.П.¹, Титов А.Е.¹, Смолин А.Л.¹, Дьяков Д.А.²

¹ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» г. Москва

²БГАА, г. Минск, Республика Беларусь

Во многих статьях, где обсуждаются автоматизированные и/или автономные системы и рассматриваются уровни автоматизации и автономности дается ссылка на рекомендации SAE J3016 Surface Vehicle Recommended Practice («Таксономия и определения терминов, относящихся к автоматизированным системам вождения автотранспортных средств на дорогах») [1]. В них описывается таксономия для систем автоматизации движения наземных транспортных средств (motor vehicle driving automation systems), которые на постоянной основе реализуют часть или всю задачу «управления в реальном режиме времени» (dynamic driving task (DDT)). Уровни такой автоматизации варьируются, согласно этому документу, от «no driving automation (level 0)» до «full driving automation (level 5)» – от полного отсутствия автономности объекта до полного отсутствия деятельности человека в управлении.

Например, в среде разработчиков БАС принята следующая шкала автономности [2]:

- уровень 1: автоматизированы некоторые системы, такие как контроль высоты, но человек управляет беспилотным воздушным судном (БВС) из состава БАС.
- уровень 2: автоматизировано несколько одновременно работающих систем, но человек все еще управляет БВС.
- уровень 3: БВС работает автономно при определенных условиях, но человек следит за его движением.
- уровень 4: БВС автономно в большинстве ситуаций; человек может перенять управление, но это не обязательно.
- уровень 5: БВС полностью автономно.

В настоящее время развитие технологий БАС находится между 3 и 4 уровнем, где БВС может принимать некоторые решения автономно, но человек все еще должен наблюдать за процессом работы устройства. Основная проблема в достижении 5 уровня –

это решение технических задач и преодоление законов, правил и даже социального признания в различных областях.

Наиболее системно и фундаментально к исследованиям и конструктивному использованию понятия автономности подошли специалисты группы ALFUS. Усилиями этой группы предложена понятная схема из чего складывается автономность и по каким показателям можно оценивать автономность конкретной системы [3, 4, 5].

Показатели автономности (наборы метрик) для детальной модели, определяющей уровень автономности сведены в «пространство» автономности.

Сложность миссии можно измерить с помощью таких показателей, как уровни выполнения подзадач, принятия решений и совместной работы, требования к знаниям и восприятию, эффективность планирования и исполнения и т.д.

Уровень независимости человека может быть измерена с помощью таких показателей, как время и частота взаимодействия, рабочая нагрузка оператора, уровни квалификации, связь оператора и типы связи и т.д.

Сложность окружающей среды может быть измерена с помощью размера препятствий, плотности и движения, типов местности, характеристик городского движения, способности распознавать друзей / врагов / случайных прохожих и т.д.

С целью формирования (совершенствования) терминологической базы в области систем искусственного интеллекта для БВС необходимо разработать ряд нормативных документов (стандартов) для включения в Федеральный информационный фонд Российской Федерации. Предлагаются к разработке следующие нормативные документы:

- Системы искусственного интеллекта в беспилотных воздушных судах (СИИ БВС). Общие положения.
- Уровни автономности СИИ БВС различных классов. Термины и определения.
- Уровни автономности СИИ БВС различных классов. Управление рисками.
- Типаж СИИ для БВС различных классов. Общие требования.
- Архитектура и состав СИИ БВС различных классов. Общие требования.
- Базы данных СИИ БВС различных классов. Общие требования.
- Системы инфокоммуникационного обмена БВС с ИИ. Общие требования.
- Системы группового управления БВС с ИИ. Общие требования.
- Системы групповой автономной навигации БВС с ИИ. Общие требования.
- Системы принятия решений в СИИ для БВС различных классов. Общие положения.
- Обучение СИИ БВС различных классов. Общие требования.
- Подготовка операторов БВС с СИИ различного уровня автономности. Общие требования.

Беспилотные авиационные системы «эволюционируют» от запрограммированного автоматизма к полуавтономным и более автономным сложным системам. Полностью автономные системы смогут самостоятельно принимать «решения» в среде своего назначения и выполнять задачи без помощи человека. В целом, можно сказать, что одной из тенденций развития авиационной техники становится повышение ее автономности и возможности решать разнообразные задачи за счет использования искусственного интеллекта. При этом, необходимо отметить что, чем большую степень автономности в различных условиях функционирования должна демонстрировать авиационная система,

тем более разнообразные знания и способы их обработки должны быть представлены и реализованы в ее бортовой системе управления.

Литература

1. Рекомендации SAE J3016 Surface Vehicle Recommended Practice. (Таксономия и определения терминов, относящихся к автоматизированным системам вождения автотранспортных средств на дорогах). https://www.researchgate.net/publication/355980391_SURFACE_VEHICLE_RECOMMENDED_PRACTICE_R_Taxonomy_and_Definitions_for_Terms_Related_to_Driving_Automation_Systems_for_On-Road_Motor_Vehicles.

Электронный ресурс / Дата обращения 30.04.2024 г.

2. Tech Talk: Untangling 5 уровней автономности дронов. <https://russiandrone.ru/publications/tech-talk-untangling-5-urovney-avtonomnosti-dronov/>.

Электронный ресурс / Дата обращения 30.04.2024 г.

3. Соколов, С. М. Сравнительный анализ степени автономности робототехнических комплексов / Известия ЮФУ. Технические науки. – 2023. – № 1(231). – С. 65-76. – DOI 10.18522/2311-3103-2023-1-65-76. – EDN СКJBKI.

4. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

5. Настас, К. Г. К вопросу использования цифровых технологий в управлении конфигурацией воздушного судна на этапе разработки и сертификации / К. Г. Настас, С. А. Серебрянский // Избранные научные труды двадцатой Международной научно-практической конференции "Управление качеством", Москва, 11–12 марта 2021 года. – Москва: Издательство Пробел-2000, 2021. – С. 261-265. – EDN EVFLSZ.

The levels of autonomy of unmanned aircraft

Nastas G.N.¹, Popov A.P.¹, Titov A.E.¹, Smolin A.L.¹, Dyakov D.A.²

¹ National Research Center «Institute named after N.E.Zhukovsky», Moscow, Russia

² BGAA, Minsk, Republic of Belarus

In many articles discussing automated and/or autonomous systems and considering levels of automation and autonomy, reference is made to the recommendations of SAE J3016 Surface Vehicle Recommended Practice ("Taxonomy and definitions of terms related to automated systems for driving vehicles on the roads") [1]. They describe a taxonomy for ground vehicle automation systems (motor vehicle driving automation systems), which on an ongoing basis implement part or all of the task of "real-time control" (dynamic driving task (DDT)). The levels of such automation vary, according to this document, from "no driving automation (level 0)" to "full driving automation (level 5)" – from the complete lack of autonomy of the facility to the complete absence of human activity in management.

For example, the following scale of autonomy has been adopted among UAS developers [2]:

- Level 1: Some systems are automated, such as altitude control, but a person controls an unmanned aerial vehicle (UAV) from the UAS.
- Level 2: Several simultaneous operating systems are automated, but a person still controls the UAV.

- Level 3: The UAV works autonomously under certain conditions, but the person monitors its movement.
- Level 4: The UAV is autonomous in most situations; a person can take over control, but this is not necessary.
- Level 5: The UAV is completely autonomous.

Currently, the development of database technologies is between level 3 and 4, where the UAV can make some decisions autonomously, but a person still has to observe the operation of the device. The main problem in reaching level 5 is solving technical problems and overcoming laws, regulations and even social recognition in various fields.

ALFUS group specialists have approached the research and constructive use of the concept of autonomy in the most systematic and fundamental way. Through the efforts of this group, an understandable scheme has been proposed of what autonomy consists and by what indicators the autonomy of a particular system can be assessed [3,4,5].

Indicators of autonomy (sets of metrics) for a detailed model that determines the level of autonomy are summarized in the "space" of autonomy.

The complexity of a mission can be measured using indicators such as levels of sub-task completion, decision-making and collaboration, knowledge and perception requirements, planning and execution efficiency, etc. The

level of human independence can be measured using indicators such as time and frequency of interaction, operator workload, skill levels, operator communication and types connections, etc.

The complexity of the environment can be measured by the size of obstacles, density and movement, terrain types, characteristics of urban traffic, the ability to recognize friends/enemies/bystanders, etc.

In order to form (improve) the terminological base in the field of artificial intelligence systems for MENA, it is necessary to develop a number of regulatory documents (standards) for inclusion in the Federal Information Fund of the Russian Federation. The following regulatory documents are proposed for development:

- Artificial intelligence systems in unmanned aircraft (SII UAVs). General provisions.
- The levels of autonomy of these UAVs of various classes. Terms and definitions.
- The levels of autonomy of these UAVs of various classes. Risk management.
- The type of CII for UAVs of various classes. General requirements.
- The architecture and composition of these UAVs of various classes. General requirements.
- Databases of these UAVs of various classes. General requirements.
- Information and communication exchange systems of the MENA with AI. General requirements.
- UAV group management systems with AI. General requirements.
- UAV group autonomous navigation systems with AI. General requirements.
- Decision-making systems in SRI for MEN of various classes. General provisions.
- Training of these UAVs of various classes. General requirements.
- Training of UAV operators with various levels of autonomy. General requirements.

Unmanned aircraft systems are "evolving" from programmed automatism to semi-autonomous and more autonomous complex systems. Fully autonomous systems will be able to independently make "decisions" in the environment of their destination and perform tasks

without human help. In general, we can say that one of the trends in the development of aviation technology is increasing its autonomy and the ability to solve various tasks through the use of artificial intelligence. At the same time, it should be noted that the greater the degree of autonomy in various operating conditions an aviation system should demonstrate, the more diverse knowledge and ways of processing them should be presented and implemented in its on-board control system.

References

1. SAE J3016 Surface Vehicle Recommended Practice Recommendations. (Taxonomy and definitions of terms related to automated systems for driving vehicles on the roads). https://www.researchgate.net/publication/355980391_SURFACE_VEHICLE_RECOMMENDED_PRACTICE_R_Taxonomy_and_Definitions_for_Terms_Related_to_Driving_Automation_Systems_for_On-Road_Motor_Vehicles. Electronic resource / Date of access 30.04.2024.
2. Tech Talk: Untangling 5 Levels of Drone Autonomy. <https://russiandrone.ru/publications/tech-talk-untangling-5-urovney-avtonomnosti-dronov/>. Electronic resource / Date of access 30.04.2024.
3. Sokolov, S. M. Comparative analysis of the degree of autonomy of robotic complexes / Izvestiya SFU. Technical sciences. – 2023. – № 1(231). – pp. 65-76. – DOI 10.18522/2311-3103-2023-1-65-76. – EDN CKJBKI.
4. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 p. - ISBN 978-5-4316-0694-6. - EDN ZGQVGN.
5. Nastas, K. G. On the issue of using digital technologies in aircraft configuration management at the development and certification stage / K. G. Nastas, S. A. Serebryansky // Selected scientific works of the twentieth International scientific and practical conference "Quality Management", Moscow, March 11-12, 2021. - Moscow: Probel-2000 Publishing House, 2021. - pp. 261-265. - EDN EVFLSZ.

Определение запасов аэроупругой устойчивости контура «летательный аппарат – цифровая система управления» на основе результатов летных испытаний для случая замкнутого контура управления

Лисейкин Г.В., Пронин М.А.
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Пункт 25.629 (а*) Норм летной годности самолетов транспортной категории регламентирует необходимость обеспечения аэроупругой устойчивости летательного аппарата (ЛА) при взаимодействии конструкции планера с механической и автоматической системами управления (СУ). Устойчивость считается обеспеченной, если амплитудно-фазовая частотная характеристика (АФЧХ) разомкнутого контура «упругий ЛА-СУ» удовлетворяет следующему условию: при изменении аргумента (фазы) в пределах от -60 до 60 градусов модуль АФЧХ не должен превышать 0,5. При этом если в результате проведенных расчетных и наземных исследований установлено, что при нахождении АФЧХ в правой полуплоскости ее модуль превышает 0,3, выполнение указанного выше условия должно быть обязательно подтверждено результатами летных испытаний [1].

В настоящее время в ходе летных испытаний запасы устойчивости замкнутой системы «упругий ЛА – СУ» определяются по амплитудно-фазовым частотным характеристикам (АФЧХ) разомкнутой системы. Сигнал генератора при таких испытаниях подается в определенный канал СУ, при этом контур управления размыкается в этой точке. Современные ЛА, в том числе беспилотные летательные аппараты, зачастую не допускают возможности безопасного размыкания контура системы улучшения устойчивости и управляемости на время измерения АФЧХ. Отдельно стоит отметить случай перспективных ЛА с активными системами управления (в частности с системами подавления упругих колебаний и флаттера), для которого существующие подходы к проведению летных испытаний на аэроупругую устойчивость требуют существенной доработки.

Таким образом, актуальной является задача разработки методов проведения и обработки результатов летных испытаний ЛА с замкнутым контуром управления и процедуры оценки АФЧХ разомкнутого контура по этим результатам [2]. Для решения данной задачи был проведен комплекс расчетных и экспериментальных исследований, в том числе включающий в себя полунатурное моделирование на стенде электромеханического моделирования потока [3, 4].

В данной работе приведены следующие результаты:

- алгоритм перерасчета АФЧХ разомкнутого контура из экспериментальной АФЧХ замкнутого контура;
- результаты численного и полунатурного моделирования летных испытаний во временной области на основе упрощенной модели упругого ЛА с нелинейной цифровой системой управления с возможностью замыкания/размыкания контура;
- анализ полученных результатов и предложения по доработке методики летных испытаний на аэроупругую устойчивость с замкнутым контуром управления.

Литература

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. ОАО «АВИАИЗДАТ», 2022
2. Арнаутов Е.В., Юшин К.Л., Калабухов С.И., Харитонов Г.М. Современное состояние и перспективы летных прочностных испытаний самолетов. Труды ЦАГИ, вып. 2751, 2015, СС.43-54.
3. Лисейкин Г.В., Маркин И.В., Пронин М.А., Рябыкина Р.В., Смыслов В.И. Моделирование колебаний физической модели в искусственном потоке, Ученые записки ЦАГИ, 2019, №1, С.82-91
4. Liseykin G.V., Bogatyrev M.M., Pronin M.A., Smyslov V.I. Research on Dynamic Stability of an Elastic Model Using Tests in Artificial Flow. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD-2015, 2015

Determination of Aeroelastic Stability Margins of the “Aircraft – Digital Control System” Loop Based on Flight Test Results for the Case of a Closed Control Loop

Liseykin G.V., Pronin M.A.
Central Aerodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

Paragraph 25.629 (a*) of the airworthiness standards for transport category aircraft regulates the need to ensure aeroelastic stability of the aircraft when the airframe structure interacts with mechanical and automatic control systems (ACS). Stability is considered ensured if the frequency response (FR) of the open-loop “elastic aircraft – ACS” satisfies the following condition: when the argument (phase) changes within the range from -60 to 60 degrees, the FR modulus should not exceed 0.5. Moreover, if, as a result of computational and ground-based studies, it is established that when the FR is in the right half-plane, its modulus exceeds 0.3, the fulfillment of the above condition must necessarily be confirmed by the results of flight tests [1].

Currently, during flight tests, the stability margins of the closed-loop system “elastic aircraft - control system” are determined by the frequency responses of the open-loop system. During such tests, the generator signal is fed into a certain channel of the control system, and the control loop is opened at this point. Modern aircraft, including unmanned aerial vehicles, often do not allow the possibility of safely opening the control loop for improving stability and controllability while measuring the frequency response. Separately, it is worth noting the case of promising aircraft with active control systems (in particular, with systems for suppressing elastic vibrations and flutter), for which existing approaches to flight testing for aeroelastic stability require significant modification.

Thus, the urgent task is to develop methods for conducting and processing the results of flight tests of an aircraft with a closed control loop and a procedure for assessing the open-loop frequency response from these results [2]. To solve this problem, a complex of computational and experimental studies was carried out, including hardware-in-the-loop modeling on an electromechanical flow simulation stand [3, 4].

This work presents the following results:

- algorithm for recalculating the open-loop FR from the experimental closed-loop FR;
- results of numerical and hardware-in-the-loop simulation of flight tests in the time domain based on a simplified model of an elastic aircraft with a nonlinear digital control system with the ability to close/open the loop;
- analysis of the results obtained and proposals for improving the methods of flight tests for aeroelastic stability with a closed control loop.

References

1. Aviation rules. Part 25. Airworthiness standards for transport category aircraft. Interstate Aviation Committee. JSC "AVIAIZDAT", 2022
2. Arnautov E.V., Yushin K.L., Kalabukhov S.I., Kharitonov G.M. Current state and prospects of flight strength tests of aircraft. Proceedings of TsAGI, vol. 2751, 2015, PP.43-54.
3. Liseykin G.V., Markin I.V., Pronin M.A., Ryabykina R.V., Smyslov V.I. Modeling of oscillations of a physical model in an artificial flow, TsAGI Scientific Notes, 2019, No. 1, PP.82-91

4. Liseykin G.V., Bogatyrev M.M., Pronin M.A., Smyslov V.I. Research on Dynamic Stability of an Elastic Model Using Tests in Artificial Flow. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD-2015, 2015

Многокритериальная оценка эффективности беспилотной авиационной транспортной системы на основе латентно-структурного анализа

Настас Г.Н.¹, Смолин А.Л.¹, Дьяков Д.А.²

¹ ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» г. Москва

² БГАА, г. Минск, Республика Беларусь

В настоящем докладе представлен оригинальный подход к многокритериальной оценке эффективности беспилотной авиационной транспортной системы (БАТС) с учетом предпочтений лица, принимающего решения (ЛПР), основанный на латентно-структурном анализе.

Приведены результаты исследовательской работы по следующим направлениям:

- Разработана методика применения модели оценки латентных показателей к решению задачи выбора весов критериев в соответствии с позицией лица, принимающего решения [1, 2].
- Применен BFGS метод оптимизации и разработан алгоритм его применения для решения задачи определения латентных переменных [3, 4].
- Написана расчетная программа на высокоуровневом языке программирования с учетом ранее рассчитанных весов критериев (в соответствии с предпочтениями ЛПР).
- Представлена методика решения задачи выбора вариантов построения разнородной транспортной системы по результатам имитационного моделирования с помощью оценки латентных показателей.
- Данная методика на основе анализа результатов имитационного моделирования позволяет оперативно сформировать несколько альтернативных вариантов численного и качественного состава беспилотной авиационной транспортной системы для организации их создания и применения.

Исследования проводились на данных, полученных при моделировании на мультиагентной имитационной модели разнородной транспортной системы, разработанной в ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е.Жуковского». Предложенная методика и разработанные авторами расчетные программы позволяют в ходе моделирования проводить оценку эффективности функционирования БАТС и анализ эффективности вариантов построения таких систем [5]. На основании полученных оценок можно оценивать эффективность применения транспортных систем разнородного состава в различных условиях обстановки на основании данных имитационного моделирование, а также степени влияния решений ЛПР на оценку эффективности БАТС [6, 7].

Литература

1. Rasch G. Probabilistic Models for Some Intelligence and Attainment Tests / G. Rasch. - Copenhagen, Denmark: Danish Institute for Educational Research, 1960. - 160 p.

2. Баркалов С.А., Моисеев С.И., Соловьева Е.В. Применение метода наименьших квадратов при оценке латентных переменных методом Раша // Научный вестник Воронежского ГАСУ, сер. «Управление строительством». 2014. выпуск №1 (6). С. 98-100.
3. Broyden, C. G. (1970), "The convergence of a class of double-rank minimization algorithms", Journal of the Institute of Mathematics and Its Applications, 6: pp. 76–90.
4. Serebryansky, S. Configuration Management for Unmanned Aircraft Basic Systems at the Different Stages of Its Lifecycle / S. Serebryansky, K. Nastas // Proceedings of 2021 14th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2021 : 14, Moscow, 27–29 сентября 2021 года. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.
5. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
6. Серебрянский, С. А. Некоторые подходы по управлению конфигурацией беспилотных авиационных систем на этапах жизненного цикла / С. А. Серебрянский, К. Г. Настас // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2021) : Труды Четырнадцатой международной конференции, Москва, 27–29 сентября 2021 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2021. – С. 1202-1211. – DOI 10.25728/4499.2021.39.74.001. – EDN WOEBMH.
7. Настас, К. Г. К вопросу использования цифровых технологий в управлении конфигурацией воздушного судна на этапе разработки и сертификации / К. Г. Настас, С. А. Серебрянский // Избранные научные труды двадцатой Международной научно-практической конференции "Управление качеством", Москва, 11–12 марта 2021 года. – Москва: Издательство Пробел-2000, 2021. – С. 261-265. – EDN EVFLSZ

Multi-criteria assessment of the effectiveness of an unmanned aviation transport system based on latent structural analysis

Nastas G.N.¹, Smolin A.L.¹, Dyakov D.A.²

¹ National Research Center «Institute named after N.E.Zhukovsky», Moscow, Russia

² BGAA, Minsk, Republic of Belarus

This report presents an original approach to a multi-criteria assessment of the effectiveness of an unmanned aviation transport system (UTS), taking into account the preferences of a decision maker (LPR), based on a latent structural analysis.

The results of research work in the following areas are presented:

- A methodology has been developed for applying the latent indicators assessment model to solving the problem of choosing weights of criteria in accordance with the position of the decision maker [1, 2].
- Using the BFGS optimization method and developing an algorithm for its application to estimate the costs of implementing latent technologies [3, 4].

- A calculation program has been written in a high-level programming language, taking into account previously calculated weights of criteria (in accordance with the preferences of the LPR).

- A method for solving the problem of choosing options for building a heterogeneous transport system based on the results of simulation modeling using the assessment of latent indicators is presented.

- This technique, based on the analysis of simulation results, allows you to quickly form several alternative options for the numerical and qualitative composition of an unmanned aviation transport system for the organization of their creation and application.

The research was carried out on the data obtained during modeling on a multi-agent simulation model of a heterogeneous transport system developed at the Federal State Budgetary Institution "SIC "Zhukovsky Institute". The proposed methodology and the calculation programs developed by the authors make it possible to evaluate the effectiveness of the functioning of BATS and analyze the effectiveness of options for building such systems during modeling [5]. Based on the estimates obtained, it is possible to evaluate the effectiveness of the use of transport systems of heterogeneous composition in various environmental conditions based on simulation data, as well as the degree of influence of LPR decisions on the assessment of the effectiveness of BATS [6, 7].

References

1. Rush G. Probabilistic models for some intelligence and achievement tests / G. Rush. - Copenhagen, Denmark: Danish Institute for Educational Research, 1960. - 160 p.

2. Barkalov S.A., Moiseev S.I., Solovyova E.V. Application of the least squares method in estimating latent variables by the Rush method // Scientific Bulletin of Voronezh GASU, ser. "Construction Management". 2014. Issue No. 1 (6). pp. 98-100.

3. Broyden, K. G. (1970), "Convergence of a class of double-rank minimization algorithms", Journal of the Institute of Mathematics and Its Applications, 6: pp. 76-90.

4. Serebryansky, S. Configuration Management for Unmanned Aircraft Basic Systems at the Different Stages of Its Lifecycle / S. Serebryansky, K. Nastas // Proceedings of 2021 14th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2021 : 14, Moscow, 27–29 сентября 2021 года. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.

5. Bratukhin A. G., Serebryansky S. A., Strelets D. Yu. [and others]. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

6. Serebryansky, S. A. Some approaches to managing the configuration of unmanned aircraft systems at life cycle stages / S. A. Serebryansky, K. G. Nastas // Managing the Development of Large-Scale Systems (MLSD'2021): Proceedings of the Fourteenth International Conference, Moscow, September 27-29, 2021 / General editors S. N. Vasiliev, A. D. Tsvirkun. - Moscow: V. A. Trapeznikov Institute of Control Sciences, Russian Academy of Sciences, 2021. - P. 1202-1211. - DOI 10.25728/4499.2021.39.74.001. - EDN WOEBMH.

7. Nastas, K. G. On the issue of using digital technologies in aircraft configuration management at the development and certification stage / K. G. Nastas, S. A. Serebryansky // Selected scientific works of the twentieth International scientific and practical conference

Оптимизация достижимой динамики полёта воздушного судна с помощью непараметрического метода реконфигурации управления при отказах приводов

Лапин А.В.^{1,2}, Зыбин Е.Ю.¹

¹ ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Предлагается непараметрический метод оптимизации достижимой динамики полёта воздушного судна после отказа одного из приводов [1]. Метод основан на реконфигурации управления путём решения обратной задачи динамики с использованием только входных и выходных данных [2]. Новизна метода состоит в достижении динамики полёта, оптимально приближенной к штатной динамике, на каждом дискретном шаге с момента идентификации отказа, независимо от индекса управляемости линейной модели. Приведен пример численного моделирования продольного движения самолёта с отказом одного из рулей и перенастройкой управления согласно предлагаемому методу.

Заявленный ранее непараметрический метод возвращения к штатной динамике полёта за несколько дискретных шагов после отказа (в соответствии с индексом управляемости) [2] при наличии возмущений приводит к трудно реализуемым скачкообразным управляющим сигналам и невозможности непрерывного поддержания штатной динамики. В предлагаемом методе желаемый вектор состояния для следующего дискретного шага задаётся таким образом, чтобы новый столбец матрицы с данными оказался гарантированно линейно зависимым от остальных столбцов. При этом минимизируется среднеквадратичное отклонение между желаемым и штатным векторами состояния. Само оптимальное приближение не рассчитывается. Формируется лишь оптимальный вектор коэффициентов линейной зависимости. На него умножается соответствующий набор накопленных входных данных (управлений), и из достаточного условия разрешимости определяется текущее реконфигурированное управление.

Предлагаемый метод, как и ранее введённая модификация [3], не требует после отказа заново накапливать матрицу с данными для подключения к изменившейся системе. После идентификации отказа выполняется одномоментный пересчёт уже имеющихся столбцов, и сразу же начинается реконфигурация.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-15-2022-1024.

Литература

1. Lapin A.V., Zubov N.E., Kosyanchuk V.V., "Reconfiguration of an Aircraft's Executive Subsystem in Case of Failures Leading to a Decrease in the Control Matrix Rank," RAC 2023, pp. 59–64, 2023. doi: [10.1109/RusAutoCon58002.2023.10272873](https://doi.org/10.1109/RusAutoCon58002.2023.10272873).

2. Lapin A.V., Zybin E.Yu., Kosyanchuk V.V., "On Reachability of Nominal Aircraft Flight Dynamics by Data-Based Control Reconfiguration in Case of Actuator Failures," HSTD 2023, vol. 446, iss. 05003, pp. 1–8, 2023. doi: [10.1051/e3sconf/202344605003](https://doi.org/10.1051/e3sconf/202344605003).

3. Косьянчук В.В., Лапин А.В., Зыбин Е.Ю. Обеспечение непрерывного мониторинга и реконфигурации исполнительной подсистемы воздушного судна после

Optimization of achievable aircraft flight dynamics by data-based control reconfiguration in case of actuator failures

Lapin A.V.^{1,2}, Zybin E.Yu.¹

¹ State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russian Federation

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

A data-based method is proposed to optimize the achievable aircraft flight dynamics after one of the actuators failed [1]. The method is based on control reconfiguration by solving the inverse dynamics problem using only input and output data [2]. The novelty of this method lies in achieving flight dynamics optimally close to the nominal dynamics at each discrete step from the moment of failure identification, regardless of the controllability index of the linear model. An example of numerical simulation of the aircraft longitudinal motion with a failure of one of the control surfaces and reconfiguration of control according to the proposed method is given.

The previously stated data-based method of returning to the nominal flight dynamics in several discrete steps after failure (according to the controllability index) [2] in the presence of disturbances leads to difficult-to-implement abrupt control signals and to inability of continuous maintaining the nominal dynamics. In the proposed method, a desirable state vector for the next discrete step is set in such a way that the new column of the data matrix is guaranteed to be linearly dependent on the remaining columns. At the same time, the least squares deviation between the desirable state vector and the nominal one is minimized. The optimal approximation itself is not calculated. Only the optimal vector of linear dependence coefficients is formed. The corresponding set of accumulated input data (controls) is multiplied by it, and the current reconfigured control is defined from the sufficient condition of solvability.

The proposed method, as well as the previously introduced modification [3], does not require after failure re-accumulating the data matrix to connect to the system having changed. When the failure is identified, a one-time recalculation of the existing columns is performed, and reconfiguration starts immediately.

The study was funded by Ministry of Science and Higher Education of Russian Federation No. 075-15-2022-1024.

References

1. Lapin A.V., Zubov N.E., Kosyanchuk V.V., “Reconfiguration of an Aircraft’s Executive Subsystem in Case of Failures Leading to a Decrease in the Control Matrix Rank,” RAC-2023, pp. 59–64, 2023. doi: 10.1109/RusAutoCon58002.2023.10272873.
2. Lapin A.V., Zybin E.Yu., Kosyanchuk V.V., “On Reachability of Nominal Aircraft Flight Dynamics by Data-Based Control Reconfiguration in Case of Actuator Failures,” HSTD-2023, vol. 446, iss. 05003, pp. 1–8, 2023. doi: 10.1051/e3sconf/202344605003.
3. Kosyanchuk V.V., Lapin A.V., Zybin E.Yu., “Ensuring Continuous Monitoring and Reconfiguration of an Aircraft’s Executive Subsystem after Identified Failures,” XIX Russian Scientific and Practical Conf. “Prospective Systems and Control Tasks”, pp. 15–22, 2024. (In Russ.)

Тестирование алгоритма работы интеллектуальной системы обеспечения кибербезопасности бортового оборудования сверхзвукового пассажирского самолета

Платошин Г.А., Мищенко И.Б., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Колупаев А.М.
ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

В настоящем докладе обсуждается разработка и тестирование программного обеспечения (ПО), направленного на защиту бортовой сети сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) от несанкционированного доступа внешних абонентов [1]. Реализованные механизмы защиты сети основаны на базовой функциональности технологий блокчейн, обеспечивающих организацию распределенного реестра данных среди абонентов [2]. Реестр представляет собой последовательную цепочку блоков, сформированную по определенным правилам, где каждый блок связан с предыдущим через его содержимое. Криптографические принципы осуществляют защиту цепочки блоков, сохраняя их целостность и последовательность.

ПО разработано на базе объектно-ориентированного языка Python и включает в себя методы и атрибуты для инициализации блоков и цепочки блоков и выполнения операций над ними. Для согласования состояния распределенного реестра между участниками сети, используется алгоритм консенсуса Proof-of-Work. Дополнительно, в целях тестирования, был разработан функционал для искусственного введения ошибок в реестр данных. Это позволило проверить способность системы обнаруживать ошибки при взаимодействии с авиационными системами, такими как TCAS, CPDLC, ADS-B и ADS-R. Результаты тестирования ПО продемонстрировали успешное создание цепочки блоков и высокую эффективность в выявлении ошибок при приеме данных от неразрешенных абонентов, недопустимом содержании пакетов и обнаружении повреждений в блокчейн-цепочке.

В качестве рекомендаций по дальнейшему развитию ПО предлагается рассмотреть внедрение альтернативного алгоритма консенсуса с целью повышения эффективности использования вычислительных мощностей сети. Также следует интегрировать в алгоритм электронную цифровую подпись для аутентификации участников сети, учитывая криптографические методы генерации ключей и процесс их передачи на борт СПС. Для оптимизации ресурсов памяти предлагается разработать схему записи нескольких транзакций в один блок и применить дерево Меркла для безопасной и эффективной проверки больших структур данных.

Данная работа способствует не только повышению уровня безопасности полетов, но и укрепляет доверие к цифровым авиационным системам в условиях, растущих киберугроз. Развитие и совершенствование данного направления является важной задачей для обеспечения безопасности и надежности авиаперевозок будущего.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-15-2022-1024.

Литература

1. I. B. Mishchenko, V. V. Kosyanchuk, E. Y. Zybin, M. A. Lelikov and G. A. Platoshin. Algorithms of the Intelligent System for Ensuring Cybersecurity of on-board Equipment Supersonic Passenger Aircraft. E3S Web Conf. 2nd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023), Volume 446, 2023. DOI: 10.1051/e3sconf/202344605002.

2. R. W. Ahmad, K. Salah, R. Jayaraman. The Role of Blockchain Technology in Aviation Industry. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2021, pp. 4-15. DOI:10.1109/maes.2020.3043152.

Testing the algorithm of the cybersecurity intelligent system for onboard equipment of a supersonic passenger aircraft

Platoshin G.A., Mishchenko I.B., Kosyanchuk V.V., Zybin E.Y., Kolupaev A.M.
State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

This report discusses the development and testing of software aimed at the onboard network protection of a supersonic passenger aircraft (SPA) from unauthorized access by external subscribers [1]. The implemented network protection mechanisms are based on the basic functionality of blockchain technologies that provide the organization of a distributed ledger among subscribers [2]. The ledger is a sequential chain of blocks formed according to certain rules, where each block is linked to the previous one through its content. Cryptographic principles protect the chain of blocks, maintaining their integrity and sequence.

The software is developed using the object-oriented language Python, includes methods and attributes for initializing blocks and blockchains and operations on them. To synchronize the state of the distributed ledger among network participants, the Proof-of-Work consensus algorithm is used. This enabled to test the system's ability to detect errors in coordination with aircraft systems such as TCAS, CPDLC, ADS-B and ADS-R. Software test results showed the impactful derivation of a blockchain and high efficiency error detection during data receiving from unauthorized subscribers, invalid packet content, and detecting chain damage.

As recommendations for further software development, suggested to consider the implementation of an alternative consensus algorithm to increase the efficiency of using the network's computing power. An electronic digital signature also should be integrated into the algorithm to authenticate network participants, with cryptographic key generation methods and the process of transmitting them to the SPA. To optimize memory resources, it is proposed to develop a scheme for recording multiple transactions in one block and apply a Merkle tree for safe and efficient verification of large data structures.

This report helps improve aviation safety and strengthens confidence in digital aviation systems in the face of growing cyber threats also. The development and improvement of this field of concern is an important task to ensure the safety and reliability of future air transportation.

The study was funded by Ministry of Science and Higher Education of Russian Federation No. 075-15-2022-1024.

References

1. I. B. Mishchenko, V. V. Kosyanchuk, E. Y. Zybin, M. A. Lelikov and G. A. Platoshin. Algorithms of the Intelligent System for Ensuring Cybersecurity of on-board Equipment Supersonic Passenger Aircraft. E3S Web Conf. 2nd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023), Volume 446, 2023. DOI:10.1051/e3sconf/202344605002.

2. R. W. Ahmad, K. Salah, R. Jayaraman. (2021). The Role of Blockchain Technology in Aviation Industry. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2021, pp. 4-15. DOI:10.1109/maes.2020.3043152.

Совместное оценивание состояния и управление беспилотным летательным аппаратом с использованием инерциально-спутниковой навигационной системы.

Белоногов В.Д., Чернодаров А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

При реализации контуров управления беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) используется, как правило, пилотажно-навигационная информация, поступающая дискретно от устройств, работа которых основана на различных физических принципах. Типовой является инерциально-спутниковая навигационная система, в которой глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) обеспечивают высокоточное позиционирование, а инерциальные (ИНС) - определение угловой ориентации. Однако применение ГНСС для дискретной коррекции непрерывно функционирующих ИНС имеет ряд ограничений, связанных с воздействием энергетических и имитационных помех [1].

При цифровом управлении полетом БПЛА формируются команды управления $u(kT_0)$, где k - целочисленная переменная, T_0 - шаг дискретности по времени в форме обратной связи по вектору состояния системы. Однако, временные интервалы T_0 поступления сигналов для управления в процессе полета могут существенно изменяться. Изменение интервалов T_0 может быть обусловлено как изменением сигналов по радиоканалу, так и условиями получения и передачи информации с ИСНС. При полете БПЛА на малой высоте кроме того временная «затемненность» для антенны приемника ГНСС, может приводить к потере сигналов. Использование перестраиваемых цифровых фильтров из [2] в случае непредсказуемых изменений временных интервалов полностью не устраняет описанную проблему, а при наличии запаздывания, динамические характеристики цифрового контура управления, как правило, ухудшаются, приводя, в некоторых случаях к потере устойчивости. В связи этим задача управления в этом случае приобретает характерную специфику и требует специального исследования.

В работе, для описанных выше условий управления БПЛА ставится задача синтеза цифровых алгоритмов управления с использованием цифрового наблюдателя для уточнения по внешним сигналам координат состояния и построения обратной связи. Разработанные алгоритмы оценивания опираются на математический аппарат фильтра Калмана в комбинации с внешними точными изменениями ГНСС. При этом, цифровое управление формируется по оценкам \hat{x} параметров состояния, приведённым к тактовым моментам tk так, что обеспечивается совпадение характеристического уравнения системы с некоторым эталонным, обеспечивающим требуемые динамические характеристики и их постоянство.

С использованием представленного алгоритма сформирована схема цифрового управления высотой БПЛА самолётной конфигурации по инерциально-спутниковой информации и получены результаты, характеризующие точность и высокие динамические характеристики системы, в том числе, в условиях турбулентных ветровых возмущений.

Литература

1. Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Иванов С.А. Контроль и защита инерциально-спутниковых навигационных систем от естественных и имитационных помех // Авиакосмическое приборостроение. 2020. № 8. С. 15 – 27

2. Белоногов В.Д., Перестраиваемый цифровой фильтр с программируемой структурой. Патент на изобретение №2631976 (RU). Изобретения. Полезные модели. Роспатент. Официальный бюллетень №28, октябрь 2017 г.

Joint assessment of the condition and control of an unmanned aerial vehicle using an inertial satellite navigation system

Belonogov V.D., Chernodarov A.V.
MAI, Moscow, Russia

When implementing control circuits for unmanned aerial vehicles (UAVs), as a rule, flight and navigation information is used, coming discretely from devices whose operation is based on various physical principles. A typical one is an inertial satellite navigation system, in which global navigation satellite systems (GNSS) provide high-precision positioning, and inertial (INS) systems provide angular orientation determination. However, the use of GNSS for discrete correction of continuously functioning INS has a number of limitations related to the effects of energy and simulation interference [1].

With digital flight control of the UAV, control commands $u(k * T_0)$ are generated, where k is an integer variable, T_0 is a step of discreteness in time in the form of feedback along the vector of the system state. However, the time intervals T_0 for receiving control signals during flight may vary significantly. The change in the T_0 intervals can be caused by both a change in signals over the radio channel and the conditions for receiving and transmitting information from the ICNS. When flying a UAV at low altitude, in addition, temporary "blackout" for the antenna of the GNSS receiver can lead to loss of signals.

The use of tunable digital filters from [2] in the case of unpredictable changes in time intervals does not completely eliminate the described problem, and in the presence of a delay, the dynamic characteristics of the digital control circuit tend to deteriorate, leading, in some cases, to loss of stability. In this regard, the task of management in this case acquires a characteristic specificity and requires special research.

In the work, for the UAV control conditions described above, the task is to synthesize digital control algorithms using a digital observer to clarify the coordinates of the state from external signals and build feedback. The developed estimation algorithms rely on the mathematical apparatus of the Kalman filter in combination with external precise changes in GNSS. At the same time, digital control is formed according to estimates of x state parameters reduced to clock moments t_k so that the characteristic equation of the system coincides with some reference one, providing the required dynamic characteristics and their constancy.

Using the presented algorithm, a digital height control scheme for an aircraft configuration UAV was formed based on inertial satellite information and results were obtained characterizing the accuracy and high dynamic characteristics of the system, including in conditions of turbulent wind disturbances.

References

1. Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Ivanov S.A. Control and protection of inertial satellite navigation systems from natural and simulated interference // Aerospace instrumentation. 2020. No. 8. pp. 15-27

2. Belonogov V.D., Tunable digital filter with programmable structure. Patent for invention No.2631976 (RU). Inventions. Useful models. Rospatent. Official Bulletin No.28, October 2017

Определение необходимого объема эксперимента при имитационном моделировании беспилотной авиационной транспортной системы

Настас Г.Н.¹, Смолин А.Л.¹, Сафин Р.М.²

¹ ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» г. Москва, Россия

² ПАО «Яковлев», г. Москва, Россия

Сегодня производство по-настоящему востребованного конкурентоспособного продукта немислимо без масштабной проектно-конструкторской, производственной и послепродажной кооперации посредством интегрированных IT-систем [1].

В докладе рассмотрены вопросы статистического имитационного моделирования беспилотной авиационной транспортной системы, определена необходимость расчета объема эксперимента, приведены наиболее известные методы оценки количества экспериментов для статистической обработки результатов опыта.

С целью экономии времени, ресурсов на проведение эксперимента на разработанной в ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е.Жуковского» мультиагентной имитационной модели разнородной транспортной системы проведен анализ методов оценки количества экспериментов по центральной предельной теореме [2] и разработана методика и расчетная программа для определения необходимого объема эксперимента при имитационном моделировании беспилотной авиационной транспортной системы, включая этапы:

- Выполнение очистки первоначально полученной выборки от резко отличающихся данных моделирования (проверка по критерию Романовского) [3].
- Определение объем эксперимента по небольшой пробной серии опытов при заданной доверительной вероятности и требуемой точности эксперимента (определение расчетного значения критерия Стьюдента) [4].
- Выполнение расчета для массива данных времени реакции транспортной системы на заявки по доставке груза беспилотной авиационной транспортной системы (полученный в ходе имитационного моделирования) с выводом результата расчета и графика функции плотности вероятности для нормального распределения и распределения Стьюдента.

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

2. Мухин О.И. Лекция 34. Фиксация и обработка статистических результатов / Мухин О.И. [Электронный ресурс] // Курс «Моделирование систем» : [сайт]. — URL: <http://stratum.ac.ru/education/textbooks/modelir/lection34.html> (дата обращения: 05.07.2024).

3. Моргунов А.П. Планирование и анализ результатов эксперимента : учеб. пособие / А. П. Моргунов, И. В. Ревина ; Минобрнауки России, ОмГТУ. – Омск : Изд-во ОмГТУ, 2014.

4. Бойко А.Ф., Кудеников Е.Ю. Точный метод расчета необходимого количества повторных опытов Вестник БГТУ им. В.Г. Шухова 2016, №8 с.128-132.

Determination of the required amount of experiment in the simulation of an unmanned aircraft transport system

Nastas G.N.¹, Smolin A. L.¹, Safin R.M.²

¹ National Research Center «Institute named after N.E.Zhukovsky», Moscow, Russia

² PJSC «Yakovlev», Moscow, Russia

Today, the production of a truly in-demand competitive product is unthinkable without large-scale design, production and after-sales cooperation through integrated IT-systems [1].

The report examines the issues of statistical simulation of an unmanned aircraft transport system, determines the need to calculate the volume of the experiment, and provides the most well-known methods for estimating the number of experiments for statistical processing of the results of the experiment.

In order to save time and resources for conducting an experiment on a multi-agent simulation model of a heterogeneous transport system developed at the Federal State Budgetary Institution "SIC "Institute named after N.E.Zhukovsky, an analysis of methods for estimating the number of experiments according to the central limit theorem [2] was carried out and a methodology and calculation program were developed to determine the required amount of experiment in the simulation of unmanned aerial transport systems, including stages:

- Performing purification of the initially obtained sample from sharply different modeling data (checking by the Romanovsky criterion) [3].

- Determination of the volume of the experiment for a small trial series of experiments with a given confidence probability and the required accuracy of the experiment (determination of the calculated value of the Student's criterion) [4].

- Performing calculations for an array of data on the response time of the transport system to requests for cargo delivery of an unmanned aircraft transport system (obtained during simulation) with the output of the calculation result and the graph of the probability density function for the normal distribution and Student distribution.

References

1. Bratukhin A. G., Serebryansky S. A., Strelets D. Yu. [and others]. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

2. Mukhin O.I. Lecture 34. Fixation and processing of statistical results / Mukhin O.I. [Electronic resource] // Course "Modeling of systems" : [website]. — URL: <http://stratum.ac.ru/education/textbooks/modelir/lection34.html> (date of application: 07/05/2024).

3. Morgunov A.P. Planning and analysis of experimental results : textbook. handbook / A. P. Morgunov, I. V. Revina ; Ministry of Education and Science of Russia, OmSTU. Omsk : Publishing house of OmSTU, 2014.

4. Boyko A.F., Kudenikov E.Yu. The exact method for calculating the required number of repeated experiments Bulletin of BSTU named after V.G. Shukhov 2016, No.8 pp.128-132.

Раздельная идентификация силы тяги и силы сопротивления с учетом факторов летного эксперимента

Корсун О.Н., Стуловский А.В.
ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Хотя оценка силы тяги двигателя является одним из ключевых параметров для построения математической модели летательного аппарата, ее не удастся напрямую получить при проведении летных испытаний. Это связано с параллельностью векторов тяги и сопротивления, имеющей место при выполнении полета с малыми углами атаки, например, прямолинейного горизонтального полета. В то же время раздельная оценка обеих сил необходима для построения адекватной модели не только летательного аппарата, но и двигателя [1].

Один из доступных способов решения данной проблемы состоит в сочетании методов динамики полета и теории идентификации систем. Его преимуществами являются относительная вычислительная простота, опора на полетные данные и отсутствие необходимости использовать громоздкую газодинамическую модель двигателя. Основным недостатком является требование найти решение плохо обусловленной задачи. В результате полученные оценки могут оказаться смещенными и подверженными влиянию различных факторов, действующих в летном эксперименте.

Преодолеть плохую обусловленность задачи помогает использование специального тестового маневра [2], сформированного исходя из выполнения условия идентифицируемости. В данной работе при планировании маневра были применены методы оптимального управления [3] для повышения устойчивости решения к шумам и увеличения точности оценок. Для этого управления были аппроксимированы при помощи кубических сплайнов, коэффициенты которых подбирались с целью минимизации дисперсий оценок. Исследовалось также внесение в управляющий сигнал импульса фиксированной формы, размещение которого определялось из тех же условий оптимальности. Проведенное математическое моделирование подтвердило повышение качества оценок силы тяги и параметров силы сопротивления.

Кроме того, было рассмотрено влияние на точность оценивания силы сопротивления таких параметров как вариации числа Маха и частоты оборотов двигателя на участке обработки. Хотя они, как правило, малы по абсолютному значению, но их коррелированность с другими сигналами может приводить к внесению серьезных систематических погрешностей. Авторы предлагают метод их исключения, основанный на групповом методе покоординатного спуска.

Литература

1. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Prihodko S.J. Intelligent support for aircraft flight test data processing in problem of engine thrust estimation // Procedia Computer Sciences. 2017. Vol. 103. P. 82-87.

2. Корсун О.Н., Николаев С.В. Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 9 (147). С. 3-10.

3. Корсун О.Н., Стуловский А.В. Прямой метод формирования оптимального программного управления летательным аппаратом // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 2. С. 75-89.

Separate identification of thrust and drag forces taking into account the factors of the flight tests

Korsun O.N., Stulovskii A.V.

State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

Although estimation of engine thrust is one of the key problems in the aircraft mathematical model design, it cannot be directly obtained during flight tests. This is due to the parallelism of the thrust and drag vectors that occurs during flight with low angles of attack, for example, straight horizontal flight. At the same time, a separate estimation of both forces is necessary to build an adequate model not only of the aircraft, but also of the engine [1].

One of the available ways to overcome this challenge is to combine methods of flight dynamics and system identification theory. Its advantages are relative computational simplicity, reliance on flight data, and the absence of the need to use a cumbersome gas-dynamic engine model. The main disadvantage consists in the requirement to solve an ill-conditioned problem. As a result, the estimates may be biased and influenced by various factors of the flight test.

The use of a special test maneuver [2], formed specially to augment the identifiability condition, helps to overcome the poor conditionality of the problem. In this paper, optimal control methods [3] were used for design of the maneuver to improve the stability of the solution and increase the estimation accuracy. For this purpose, the controls were approximated with cubic splines, the coefficients of which were selected to minimize the variances of the estimates. The introduction of a fixed-shaped pulse into control signal was also studied, the placement of which was determined from the same optimality conditions. The mathematical modeling confirmed the improvement in the quality of estimates of the thrust and the parameters of the drag.

In addition, the paper considers the influence the volatility in the Mach number and rotation frequency during the processing interval on the accuracy of the drag estimates. Although they have small absolute values, their correlation with other signals can induce significant systematic errors. The authors propose a method for their elimination, based on the group method of coordinate descent.

References

1. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Prihodko S.J. Intelligent support for aircraft flight test data processing in problem of engine thrust estimation // Procedia Computer Sciences. 2017. Vol. 103. P. 82-87.

2. Korsun O.N., Nikolaev S.V. Aircraft aerodynamic coefficients identification in the angle of attack operational range // Herald of computer and information technologies. 2016. 9 (147). P. 3-10.

3. Korsun O.N., Stulovskii A.V. Direct method for forming the optimal open loop control of aerial vehicles // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2019. Vol. 58. 2. P. 229-243.

Инерциальный измерительный модуль на базе микроэлектромеханических систем для навигационных комплексов

Колесникова А.Г.
ТуГУ, г. Тула, Россия

В настоящем докладе представлен инерциальный измерительный модуль (ИИМ), выполненный по технологии микроэлектромеханических систем (МЭМС). Он представляет собой технологическое решение для задач ориентации и навигации. Благодаря активному развитию в последнее десятилетие МЭМС-технологий, модуль на их основе обладает высокой надежностью, а также низким энергопотреблением и компактными размерами [1].

Инерциальный измерительный модуль включает в себя:

- Блок микромеханических гироскопов и акселерометров;
- Контроллер, осуществляющий считывание показаний с датчиков;
- Блок питания.

При проведении экспериментальных исследований, были оценены случайные погрешности акселерометрических и гироскопических датчиков [2]. Результаты показали, что среднеквадратическое значение шума акселерометра составляет $0,06^\circ$, а ошибка, вызванная дрейфом гироскопа, равна $2^\circ/\text{мин}$. На основе полученных результатов, был разработан алгоритм комплексирования датчиков, который не имеет тенденции к накоплению погрешностей и имеет шум, который в 5 раз меньше, чем у акселерометрических датчиков.

К отличиям разрабатываемого инерциального модуля следует отнести:

- Оригинальный алгоритм комплексирования датчиков на основе фильтра Калмана;
- Отсутствие карданова узла для стабилизации акселерометрических датчиков;
- Оригинальные алгоритмы обработки данных.

Планируется усовершенствовать ИИМ на микромеханических датчиках путем его интеграции с другими навигационными системами, такими как GPS и ГЛОНАСС, что позволит обеспечить более точное определение местоположения и повысит уровень безопасности транспортных средств и других устройств.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания (FEWG-2022-0002).

Литература

1. Матвеев, В. В. Мобильные устройства в научно-исследовательской и экспериментальной работе: 2-е изд., испр. и доп. Тула: Изд-во ТулГУ, 2021. 134с.
2. Колесникова, А. Г. Бесплатформенная система ориентации на МЭМС-датчиках / А. Г. Колесникова, В. В. Матвеев // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – № 8. – С. 389-393. – DOI 10.24412/2071-6168-2023-8-389-390.

Inertial measurement module based on microelectromechanical systems for navigation systems

Kolesnikova A.G.

Tula State University, Tula, Russia

This paper presents an inertial measurement unit (IMU) based on microelectromechanical systems (MEMS) technology. It represents a technological solution for orientation and navigation tasks. Due to the active development of MEMS technologies in the last decade, the module based on them has high reliability, as well as low power consumption and compact size [1].

Inertial measurement module includes:

- Block of micromechanical gyroscopes and accelerometers;
- A controller that reads the readings from the sensors;
- Power supply unit

During experimental studies, the random errors of accelerometer and gyroscopic sensors were evaluated [2]. The results showed that the RMS value of accelerometer noise is 0.06° , and the error caused by gyroscope drift is $2^\circ/\text{min}$. Based on the results obtained, a sensor complementation algorithm that does not tend to accumulate errors and has a noise that is 5 times less than that of accelerometer sensors was developed.

The differences of the developed inertial module include:

- Original algorithm of sensor complexing based on the Kalman filter;
- Absence of gimbal assembly for stabilization of accelerometer sensors;
- Original algorithms of data processing.

It is planned to improve the IMU on micromechanical sensors by integrating it with other navigation systems, such as GPS and GLONASS, which will provide more accurate positioning and improve the safety of vehicles and other devices.

This work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation under the state assignment (FEWG-2022-0002).

References

1. Matveev, V. V. Mobile devices in research and experimental work: 2nd edition, revised and supplemented. Tula: Izd-e TulSU, 2021. 134c.
2. Kolesnikova, A. G. Free platform orientation system on MEMS-sensors / A. G. Kolesnikova, V. V. Matveev // Izvestia Tula State University. Technical Sciences. - 2023. - № 8. - С. 389-393. - DOI 10.24412/2071-6168-2023-8-389-390.

Разработка алгоритма восстановления дискретизированных систематических ошибок

Горо Секу¹, Корсун О.Н.^{1,2}

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Технологические достижения всегда были приоритетом для авиационной отрасли, и цифровизация является одной из новейших тенденций, которые она охватывает [1,2]. Интеграция цифровых технологий в авиацию, в частности в магистральные самолеты,

охватывает различные области, такие как выполнение полетов и обслуживание пассажиров [2,3].

В сверхзвуковых самолетах, таких как XB-70, YF-12, F-111 и F-15, можно наблюдать сильное взаимодействие между двигателем и воздухозаборником или между силовой установкой или системой управления и корпусом самолета. Из-за такого тесного взаимодействия органы управления в кабине пилотов и приборная панель становятся весьма сложными. По этим причинам современный комплекс авионики оснащен большим количеством цифровых компьютеров для повышения надежности, снижения нагрузки на пилота и повышения безопасности полетов. Обработка цифровых сигналов становится актуальной проблемой при обработке послеполетных данных.

Современные АЦП (аналого-цифровые преобразователи) обычно имеют 8, 14 или 16 разрядов, но количество разрядов часто ограничено стоимостью [11,12].

Для решения этой проблемы обычно используется метод, называемый дизеринг, который повышает эффективность процесса оцифровки. Он заключается в добавлении шума к аналоговому сигналу, который затем вычитается после завершения оцифровки [13]. Получается искаженный сигнал, а не реальный цифровой сигнал, когда нарушается основное правило метода дизеринг, которое заключается в вычитании шумов после завершения оцифровки. В этом частном случае требуется алгоритм для восстановления искаженного сигнала, поэтому в этой статье авторы исследуют влияние шума на возникающие искажения. Были исследованы различные уровни шума (от 0° до 1°). Авторы предложили алгоритм для восстановления искаженного сигнала и решения вышеупомянутых проблем.

В этой работе, главным образом, исследуется новый алгоритм восстановления любого сигнала, искаженного из-за нехватки или высокой стоимости количества разрядов в условиях шума. Угол тангажа, полученный на основе данных стендового моделирования, используется для демонстрации эффективности предложенного алгоритма.

Предлагаемый алгоритм основан на методе, называемом дизерингом, который обычно используется для повышения амплитудного разрешения процесса оцифровки путем добавления шума к исходному сигналу. Вместо устранения шума после завершения процесса оцифровки, предлагаемый алгоритм одновременно удаляет шум и восстанавливает искаженный сигнал.

Чтобы улучшить и сгладить результаты, полученные с помощью предложенного алгоритма, в нем используется метод кубических сплайнов [5]. Окончательные результаты подтвердили, что новый алгоритм обеспечивает хорошую точность при восстановлении угла наклона.

Литература

1. Abdallah, Abdallah A. and Fan, Ip-Shing, Emerging Challenges of Digital Aircraft Operations and Maintenance: A Knowledge Management Perspective (October 23, 2020). Tezconf 2020 - 9th International Conference on Through-life Engineering Services, URL: <http://dx.doi.org/10.2139/ssrn.3718062>

2. Alomar, I., & Yatskiv (Jackiva), I. (2023). Digitalization in aircraft maintenance processes. Aviation, 27(2), 86–94. <https://doi.org/10.3846/aviation.2023.18923>

3. J. Franca, A. Petraglia and S. K. Mitra, "Multirate analog-digital systems for signal processing and conversion," in Proceedings of the IEEE, vol. 85, no. 2, pp. 242-262, Feb. 1997, doi: 10.1109/5.554221.

4. S. Palermo, S. Hoyos, S. Cai, S. Kiran and Y. Zhu, "Analog-to-Digital Converter-Based Serial Links: An Overview," in IEEE Solid-State Circuits Magazine, vol. 10, no. 3, pp. 35-47, Summer 2018, doi: 10.1109/MSSC.2018.2844603.

5. S. -H. Hong, L. Wang, T. -K. Truong, T. -C. Lin and L. -J. Wang, "Novel Approaches to the Parametric Cubic-Spline Interpolation," in IEEE Transactions on Image Processing, vol. 22, no. 3, pp. 1233-1241, March 2013, doi: 10.1109/TIP.2012.2230009.

Development of an algorithm for the restoration of signal with discretized systematic errors

Goro Sekou¹, Korsun O.N.^{1,2}

¹MAI, Moscow, Russia

² State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

Technological developments have always been a priority for the aviation industry, and digitization is one of the newest trends they are embracing [1,2]. The integration of digital technologies into aviation, specifically in aircraft, encompasses various areas such as flight operations and passenger services [2,3].

In supersonic airplanes, like in the XB-70, YF-12, F-111, and F-15 airplanes, strong interactions can be seen between the engine and the inlet or between the propulsion system or the flight control system and the airframe. Due to these strong interactions, the cockpit controls and instrument panel are then considered to be large and complex. For these reasons, a modern avionics suite has a large number of digital computers to improve reliability, decrease pilot workload, and increase safety. The processing of digital signals becomes a relevant problem during post flight data processing.

Modern ADCs (Analog to Digital converters) typically have 8, 14, or 16 bits, but the number of digits is often limited by cost [11,12].

To address this issue, a technique called dithering is used to improve the efficiency of the digitization process. This involves adding noise to the analog signal, which is then subtracted after the digitization is complete [13]. The distorted signal is obtained rather than an actual digital signal when the dithering technique's fundamental rule is violated, which is to subtract noises after digitization is complete. In this special case an algorithm is needed to restore the distorted signal, so in this paper the authors investigate the influence of the distortion that occurs. Different levels of noise were investigated (from 0° to 1°). The authors proposed an algorithm to recover the distorted signal and address the above-mentioned issues.

This work mainly researches a novel algorithm to recover any signal that is distorted due to the lack or the cost issue of the number of digits under the noise condition. The pitch angle provided by the bench modeling data is used to demonstrate the effectiveness of the proposed algorithm.

The proposed algorithm is based on a technique called dithering, which is commonly used to enhance the amplitude resolution of the digitization process by adding noise to the initial signal. Rather than eliminating the noise after the digitization process is complete, the suggested algorithm simultaneously removes the noise and recovers the distorted signal.

To improve and smooth the results obtained using the proposed algorithm, in it is used cubic spline [5]. The final results verified that the novel algorithm provides a good accuracy in restoring the pitch angle.

References

1. Abdallah, Abdallah A. and Fan, Ip-Shing, Emerging Challenges of Digital Aircraft Operations and Maintenance: A Knowledge Management Perspective (October 23, 2020). Tezconf 2020 - 9th International Conference on Through-life Engineering Services, URL: <http://dx.doi.org/10.2139/ssrn.3718062>
2. Alomar, I., & Yatskiv (Jackiva), I. (2023). Digitalization in aircraft maintenance processes. *Aviation*, 27(2), 86–94. <https://doi.org/10.3846/aviation.2023.18923>
3. J. Franca, A. Petraglia and S. K. Mitra, "Multirate analog-digital systems for signal processing and conversion," in *Proceedings of the IEEE*, vol. 85, no. 2, pp. 242-262, Feb. 1997, doi: 10.1109/5.554221.
4. S. Palermo, S. Hoyos, S. Cai, S. Kiran and Y. Zhu, "Analog-to-Digital Converter-Based Serial Links: An Overview," in *IEEE Solid-State Circuits Magazine*, vol. 10, no. 3, pp. 35-47, Summer 2018, doi: 10.1109/MSSC.2018.2844603.
5. S. -H. Hong, L. Wang, T. -K. Truong, T. -C. Lin and L. -J. Wang, "Novel Approaches to the Parametric Cubic-Spline Interpolation," in *IEEE Transactions on Image Processing*, vol. 22, no. 3, pp. 1233-1241, March 2013, doi: 10.1109/TIP.2012.2230009.

Повышение точности позиционирования транспортного средства в условиях нестабильности спутникового сигнала

Черкасова П.В., Матвеев В.В.
ТулГУ, г. Тула, Россия

Сегодня под навигацией понимают управление объектом по заданному маршруту. В более узком смысле под навигационной задачей понимают определение текущих координат объекта.

Задача безопасного приведения подвижного объекта в точку назначения является актуальной и сегодня. Зачастую, решение задачи навигации транспортных средств осуществляется при помощи спутниковых навигационных систем. Развитие цифровых технологий позволило добиться высоких точностей определения координат объекта до 2 м. Однако, данный вид систем подвержен влиянию помех, обусловленных параметрами атмосферы и рельефом местности, в связи с чем, актуален вопрос позиционирования объекта при движении в условиях нестабильности спутникового сигнала.

На данный момент решение вышеописанной задачи осуществляется при помощи GSM-сигнала относительно вышек сотовой связи. Однако, такой способ позиционирования обладает низкими точностями – погрешность определения координат до 1 км. Один из возможных вариантов решения задачи – реализация комплексированной инерциально-спутниковой навигационной системы с микромеханическими датчиками первичной информации, обладающей достаточными для гражданского применения точностями определения координат, низкими энергопотреблением и массогабаритными характеристиками [1,2].

Для экспериментального подтверждения возможности внедрения комплексированной навигационной системы разработан макетный образец. В процессе исследований проведены:

- оценка стабильности работы системы на реальном объекте, в ходе которой зафиксировано среднеквадратическое отклонение погрешности определения координат, не превышающее 0,6 м;

- оценка работы системы в условиях нестабильности спутникового сигнала, в ходе которой определено, что система способна обеспечить определение координат объекта с погрешностью 9,4 м на интервале времени до 30 с.

Полученные экспериментальные данные подтверждают возможность реализации малогабаритной системы, способной с высокой точностью обеспечить потребителя информацией о координатах местоположения в моменты кратковременного отсутствия спутникового сигнала.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания (FEWG-2022-0002).

Литература

1. Сирица В. М., Коган Б. Р., Трубкин Я. А. Методика и алгоритмическое обеспечение оценки точностных характеристик определения навигационных параметров с помощью ИНС // Тр. Междунар. науч.-техн. семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» -Алушта, 1998.

2. Инерциальные навигационные системы морских объектов//Под ред. Д. П. Лукьянова. - Л.: Судостроение, 1989.

Improving the accuracy of vehicle positioning in conditions of satellite signal instability

Cherkasova P.V., Matveev V.V.
Tula State University, Tula, Russia

Today navigation is understood as controlling an object along a given route. In a narrower sense, the navigation task is understood as determination of the current coordinates of an object.

The task of safely bringing a mobile object to the destination point is still relevant today. Often, the solution to the task of navigation of vehicles is carried out with the help of satellite navigation systems. The development of digital technologies has made it possible to achieve high accuracy in determining the coordinates of the object up to 2 meters. However, this type of systems is subject to the influence of interference caused by the parameters of the atmosphere and terrain, and therefore the issue of positioning during movement the object while moving in conditions of instability of the satellite signal is relevant.

At the moment, the solution to the above problem is carried out with the help of GSM-signal relative to cell towers. However, this method of positioning has low accuracy - the error of coordinates determination is up to 1 km. One of the possible options for solving the problem is the realization of a complex inertial-satellite navigation system with micromechanical sensors of primary information, that has accuracy of coordinate determination sufficient for civil applications, low power consumption and mass-size characteristics [1, 2].

For experimental confirmation of the possibility of implementation of the complex navigation system a mock-up sample was developed. In the process of research the following were carried out:

- evaluation of the stability of the system operation on the real object, during which the RMS of the coordinate determination error not exceeding 0.6 meters was recorded;
- evaluation of the system operation in conditions of satellite signal instability, during which it was determined that the system is able to provide the determination of object coordinates with an error of 9.4 meters at a time interval of up to 30 seconds.

The obtained experimental data confirm the possibility of realization of a small-size system capable of providing the consumer with information about the location coordinates with high accuracy in the moments of short-term absence of the satellite signal.

The work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation under the state assignment (FEWG-2022-0002).

References

1. Syrian V. M., Kogan B. R., Trubkin Ja. A. Methods and algorithmic support of estimation of accurate characteristics of determination of navigational parameters by INS // Tr. International. Science. -techn. seminar «Modern technologies in the tasks of control, automation and information processing» -Alushta, 1998.

2. Inertial Navigation Systems of Maritime Objects//Pod ed. D. P. Lukyanova. - L.: Shipbuilding, 1989.

Моделирование системы самолет-летчик на базе теории оптимальных систем для исследования задач многомодального управления

Ефремов А.В., Ефремов Е.В., Гришина А.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящей работе рассматривается модификация оптимальной модели летчика (МОМЛ) [1-2], с расширенными возможностями для решения многомодальных задач.

В оптимальную модель характеристик управляющих действий летчика была введена обратная связь по кинестетической информации, что позволяет оптимизировать параметры рычага управления, а также обратная связь по вестибулярной информации для изучения влияния фактора подвижности на выполнение задач стабилизации и компенсаторного слежения командного сигнала в боковом канале управления.

В ходе работы были проведены экспериментальные исследования на пилотажном стенде, оснащенный системой подвижности. Полунатурное моделирование на пилотажном стенде осуществлялось для двух различных задач пилотирования (стабилизация и компенсаторное слежение командного сигнала), а также для двух типов рычагов управления, передающих сигналы пропорционально перемещению рычага и прикладываемым к нему усилиям.

Исходя из полученных в ходе работы результатов, введение в МОМЛ обратной связи по вестибулярной информации уменьшает ошибку в задаче стабилизации в 1,5 раза, а в задаче компенсаторного слежения ошибка остается практически неизменной, что подтверждается результатами экспериментальных исследований. Также было получено,

что при использовании рычага, формирующего управляющий сигнал в тракт управления пропорционально прикладываем к нему усилиям, улучшает точность управления на 10 процентов, как в задаче стабилизации, так и в задаче слежения, что также подтверждено результатами экспериментов.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «20» апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

Литература

1. David K. Schmidt. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 2, issue 4, pp. 308-312
2. Irgaleev I.Kh., Efremov A.V., Grishina A.Yu., Efremov E.V. Optimal control model as an approach to the synthesis of a supersonic transport control system, Aerospace Systems, <https://doi.org/10.1007/s42401-024-00291-4>

Simulation of the aircraft-pilot system based on the theory of optimal systems for the study of multimodal control task

Efremov A.V., Efremov E.V., Grishina A.Yu.
MAI, Moscow, Russia

This paper considers a modification of the optimal pilot model (MOCM) [1-2], with expanded capabilities for solving multimodal problems.

Feedback on kinesthetic information was introduced into the optimal model of the characteristics of the pilot's control actions, which allows optimizing the parameters of the inceptor, as well as feedback on vestibular information to study the influence of the motion factor on the performance of stabilization tasks and compensatory tracking of the command signal in the lateral control channel.

During the work, experimental studies were carried out on a ground simulator equipped with a motion system. Simulation on a ground-based station was carried out for two different piloting tasks (stabilization and compensatory tracking of the command signal), as well as for two types of stick that transmit signals in proportion to the movement of the stick and the forces applied to it.

Based on the results obtained during the work, the introduction of vestibular information feedback into the MOCM reduces the error in the stabilization task by 1.5 times, and in the compensatory tracking task the error remains practically unchanged, which is confirmed by the results of experimental studies. It was also found that when using an inceptor that generates a control signal into the control path and proportionally applies efforts to it, it improves control accuracy by 10 percent, both in the stabilization task and in the tracking task, which is also confirmed by the experimental results.

The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center "Supersonic" in 2020-2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement 20 Apr 2022 № 075-15-2022-309).

References

1. David K. Schmidt. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 2, issue 4, pp. 308-312

2. Irgaleev I.Kh., Efremov A.V., Grishina A.Yu., Efremov E.V. Optimal control model as an approach to the synthesis of a supersonic transport control system, Aerospace Systems, <https://doi.org/10.1007/s42401-024-00291-4>

Разработка датчика угловой скорости высокоманевренного подвижного объекта

Соколов М.В., Лихошерст В.В.
ТулГУ, г. Тула, Россия

В данном докладе приведен подход к разработке датчика угловой скорости высокоманевренного подвижного объекта. К датчику предъявлены требования по широкому диапазону измеряемых скоростей, и длительному времени работы.

Высокоманевренным подвижным объектам присуще изменение угловой скорости движения в широком диапазоне. При этом требуется сохранение чувствительности датчика во всем диапазоне угловых скоростей воздействия. Для реализации этих требований целесообразным является использование группы датчиков с различными диапазонами измерения, в целом перекрывающих диапазон угловых скоростей подвижного объекта. Анализ рынка гироскопических датчиков угловой скорости показал отсутствие линейки датчиков, обеспечивающих возможность редукции диапазона измерения. Предложена конструкция датчика, состоящая из двух идентичных центробежных маятников, реализованных в виде плоской пружины с закрепленной на ней инерционной массой. Маятники располагаются на равных расстояниях от оси вращения вдоль неё. Такое расположение позволяет при суммировании сигналов исключить из показаний составляющие, обусловленные линейными ускорениями центра масс подвижного объекта. Преобразование информации осуществляется тензодатчиками.

Принцип работы заключается в том, что при вращении подвижного объекта, пружины деформируются, изменяется сигнал тензодатчиков, данный сигнал пропорционален центростремительному ускорению. Используя известную связь между центростремительным ускорением и угловой скоростью, осуществляется тарировка датчика. Разработана методика расчета конструктивных размеров датчика исходя из условия диапазона измеряемой угловой скорости и чувствительности датчика. Составлена математическая модель и проведено её исследование, выявившее необходимость демпфирования колебаний инерционной массы и позволившее определить основные виды погрешностей [1], возникновение которых обусловлено неточностью изготовления элементов датчика и алгоритмические подходы к их устранению.

Разработана схема преобразования сигнала и макет датчика, проведены исследования. В результате которых: определена схема тензометрического моста [2], скорректирована схема преобразования сигнала, подтверждена адекватность предложенной методики расчета параметров.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания FEWG-2022-0002.

Литература

1. Соколов М.В. Влияние погрешностей изготовления на выходные характеристики датчика // «Промышленная революция 4.0: взгляд молодежи»: тезисы докладов

Юбилейной 5-ой межрегиональной научной сессии молодых исследователей. Тула: Изд-во ТулГУ, 2023, 283 с.

2. Мехеда В.А. Тензометрический метод измерения деформаций: учеб. пособие / В.А. Мехеда. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 56 с.

Development of angular velocity sensor for highly maneuverable mobile object

Sokolov M.V., Likhosherst V.V.

Tula State University, Tula, Russia

This paper presents an approach to the development of an angular velocity sensor for a highly maneuverable moving object. The sensor has requirements for a wide range of measured velocities and long operating time.

Highly maneuverable mobile objects are inherent in the change in angular velocity of motion in a wide range. At the same time it is required to maintain the sensitivity of the sensor in the whole range of angular velocities. To realize these requirements it is reasonable to use a group of sensors with different measuring ranges, generally overlapping the range of angular velocities of the moving object. The analysis of the market of angular velocity gyroscopic sensors showed the absence of a line of sensors providing the possibility reduction of the measurement range. The sensor design consisting of two identical centrifugal pendulums realized in the form of a flat spring with an inertial mass fixed on it is proposed. The pendulums are positioned at equal distances from the axis of rotation along it. This arrangement allows to exclude the components caused by linear accelerations of the moving object accelerations from the readings when summing up the signals. Information conversion is carried out by load cells.

The principle of operation is that when the moving object rotates, the springs are deformed, the signal of the load cells changes, this signal is proportional to the centripetal acceleration. Using the known relationship between centripetal acceleration and angular velocity, the sensor is calibrated. The methodology of calculation of the sensor design dimensions based on the condition of the range of measured angular velocity and sensitivity of the sensor is developed. The mathematical model is compiled and its research is carried out, which revealed the necessity of damping the oscillations of inertial mass and allowed to determine the main types of errors [1], the occurrence of which is caused by the inaccuracy of the sensor elements manufacturing and algorithmic approaches to their elimination.

The signal conversion scheme and the sensor layout were developed, and studies were carried out, as a result of which: the strain gauge bridge [2] scheme was determined, the scheme of signal conversion was corrected, the adequacy of the proposed method of parameter calculation was confirmed.

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation under the state task FEWG-2022-0002.

Referenses

1.Meheda V.A. Tensometric method of strain measurement: textbook / V.A. Meheda. - Samara: Samara State Aerospace University, 2011. - 56 с.

2.Sokolov, M.V. Influence of manufacturing errors on the output characteristics of the sensor // “Industrial Revolution 4.0: the view of youth”: abstracts of the Jubilee 5th interregional scientific session of young researchers. Tula: Izd-e TulSU, 2023, 283 p.

Выбор скользящего окна с использованием сверточной нейронной сети для точной оценки тяги двигателя

Горо Секу¹, Корсун О.Н.^{1,2}

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Оценка тяги двигателя является важнейшим компонентом определения эксплуатационных характеристик на этапе разработки современных самолетов, в том числе сверхзвуковых.

В практике ожидается, что сумма тяги и сила лобового сопротивления может быть измерена в ходе летного эксперимента, но в [1] предлагается способ отдельной оценки этих двух параметров с использованием уникального тестового маневра.

Оценка тяги двигателя основана на теории идентификации параметров [2,3], поэтому для повышения точности и надежности оценки определяемого параметра можно использовать метод скользящего окна и гауссовские шумы измерения соответственно. При создании диапазона входных данных и последующем перемещении этого окна по данным для выполнения действия внутри окна, метод скользящего окна является эффективным способом решения данной проблемы [4, 5]. Многие алгоритмы используют этот метод, например, те, которые решают задачи, когда для эффективной обработки данных требуется окно фиксированного размера. Однако найти длину скользящего окна, которая обеспечивает точную оценку тяги, довольно сложно.

В этой статье основное внимание уделяется использованию нейронных сетей, основанных на подходе, основанном на данных, для прогнозирования размера скользящего окна и обеспечения достоверной оценки тяги. Этот метод использует большие необработанные данные из оценки тяги, которые предварительно обрабатываются с помощью сегментной нисходящей выборки и скользящего окна для получения характеристик и повышения точности прогнозирования.

Этот подход основан на классификационной сети [6]; для обучения модели для классификации данных авторы используют данные, полученные путем изменения длины интервала скользящего окна.

Чтобы извлечь и изучить сложные характеристики из предварительно обработанных данных оценки тяги (тяга, лобовое сопротивление и среднеквадратическое отклонение), использовалась архитектура глубокой нейронной сети, основанную на двумерных традиционных нейронных сетях. Для сбора данных были использованы три различных интервала времени обработки (51 с, 58 с, 63 с). Для каждого интервала времени обработки было выбрано из одного режима работы двигателя, десять различных скользящих окон в диапазоне от 300 до 1200.

Во время подготовки данных пробы отбираются с использованием критерия, разработанного и запатентованного профессором О.Н.Корсун. Этот критерий гласит, что окончательная оценка тяги получается следующим образом: необходимо найти минимальное значение среднеквадратическое отклонение и взять соответствующее значение времени; это значение времени затем используется для оценки тяги [1].

Обоснованность и превосходство предложенного метода были подтверждены большим количеством экспериментов, проведенных на экспериментальных данных по оценке тяги. Точность модели достигла примерно 80-90%, и она смогла отличить

неправильную длину скользящего окна от правильной длины скользящего окна; таким образом, этот критерий, упомянутый выше, является надежным на практике.

Литература

1. O.N. Korsun, S.Yu. Prihodko and S.A. Sergeev, “Estimation of the flight thrust increment changing the operation mode of the engine”, ITM Web Conf., 18 (2018) 01002, DOI: <https://doi.org/10.1051/itmconf/20181801002>

2. R.V. Jategaonkar, Flight vehicle system identification: a time domain methodology (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2006)

3. O.N. Korsun, Om MOUNG Htang. The practical rules for aircraft parameters identification based on flight test data[J]. Metascience in Aerospace, 2024, 1(1): 53-65. doi: 10.3934/mina.2024003

4. Sibley, G., Matthies, L. and Sukhatme, G. (2010), Sliding window filter with application to planetary landing. J. Field Robotics, 27: 587-608. <https://doi.org/10.1002/rob.20360>

5. Raab, D., Graf, M., Notka, F. et al. The GeneOptimizer Algorithm: using a sliding window approach to cope with the vast sequence space in multiparameter DNA sequence optimization. Syst Synth Biol 4, 215–225 (2010). <https://doi.org/10.1007/s11693-010-9062-3>

6. Li, R., Xian, K., Shen, C., Cao, Z., Lu, H., Hang, L. (2019). Deep Attention-Based Classification Network for Robust Depth Prediction. In: Jawahar, C., Li, H., Mori, G., Schindler, K. (eds) Computer Vision – ACCV 2018. ACCV 2018. Lecture Notes in Computer Science(), vol 11364. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-030-20870-7_41

Estimation of the sliding window interval using convolutional neural network for an accurate estimation of the engine thrust

Goro Sekou¹, Korsun O.N.^{1,2}

¹ MAI, Moscow, Russia

² State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

Engine thrust estimation is a crucial component of performance determination in the development phase of modern aircraft, including supersonic aircraft.

Although it is expected that the sum of thrust and drag can be measured in a flight experiment, [1] proposes a way to separately estimate the two parameters using a unique test maneuver.

Engine thrust estimation is based on parameter identification theory [2,3]; therefore, to increase the accuracy reliability of the parameter to be identified, the sliding window technique and Gaussian measurement noises can be used respectively. When creating a range in the input data and then sliding that window across the data to carry out an action inside the window, the Sliding Window Technique is an effective way to address the problem [4,5]. Many algorithms use this technique, such as those that solve problems where processing data efficiently requires a fixed-size window. However, Finding the sliding window length that provides a reliable estimate of the thrust is difficult.

In order to address this difficult issue, the primary focus of this paper is on using neural networks based on data driven approach to forecast the sliding window size, which provides a trustworthy thrust estimate. The approach makes use of large-scale raw data (big data) from thrust estimate, preprocesses it using sliding window sample preparation and segment-wise down sampling to extract characteristics and improve prediction accuracy.

The approach is based on a classification network [6]; to train the model for data classification, the authors use data that are acquired by varying the sliding window interval's length.

To extract and learn sophisticated features from the preprocessed thrust estimation data (thrust, drag, and standard deviation), a deep neural network architecture based on 2D convolutional neural networks was used. Three distinct processing time intervals were used to gather the data (51 s, 58 s, 63 s). Ten distinct sliding windows were selected from a given operation of the engine, for each processing time interval, ranging from 300 to 1200.

During the data preparation, the samples are taken using a criterion developed and patented by Professor Oleg N. Korsun. This criterion states that the final estimate of the thrust is obtained as follows: One should find the minimum value of the standard deviation and take the corresponding time value; this time value is then used to estimate the thrust [1].

The validity and superiority of the suggested method have been proved by a large number of experiments carried out on experimental data from thrust estimation. The accuracy of the model reached about 80-90% and it was able to classify wrong sliding window lengths from correct sliding window lengths; therefore, this criterion mentioned above is reliable in practice.

References

1. O.N. Korsun, S.Yu. Prihodko and S.A. Sergeev, "Estimation of the flight thrust increment changing the operation mode of the engine", ITM Web Conf., 18 (2018) 01002, DOI: <https://doi.org/10.1051/itmconf/20181801002>
2. R.V. Jategaonkar, Flight vehicle system identification: a time domain methodology (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 2006)
3. O.N. Korsun, Om Mounq Htang. The practical rules for aircraft parameters identification based on flight test data[J]. Metascience in Aerospace, 2024, 1(1): 53-65. doi: 10.3934/mina.2024003
4. Sibley, G., Matthies, L. and Sukhatme, G. (2010), Sliding window filter with application to planetary landing. J. Field Robotics, 27: 587-608. <https://doi.org/10.1002/rob.20360>
5. Raab, D., Graf, M., Notka, F. et al. The GeneOptimizer Algorithm: using a sliding window approach to cope with the vast sequence space in multiparameter DNA sequence optimization. Syst Synth Biol 4, 215–225 (2010). <https://doi.org/10.1007/s11693-010-9062-3>
6. Li, R., Xian, K., Shen, C., Cao, Z., Lu, H., Hang, L. (2019). Deep Attention-Based Classification Network for Robust Depth Prediction. In: Jawahar, C., Li, H., Mori, G., Schindler, K. (eds) Computer Vision – ACCV 2018. ACCV 2018. Lecture Notes in Computer Science(), vol 11364. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-030-20870-7_41

Реализация датчика гравитации и линейного ускорения на основе микромеханического модуля гироскопов и акселерометров

Стрельцов Д.С., Матвеев В.В.
ТулГУ, г. Тула, Россия

В настоящем докладе представлен анализ реализации датчика линейного ускорения и гравитации на основе микромеханического инерциального измерительного модуля. Способ реализации заключается в нахождении координат вектора ускорения свободного

падения в связанной с устройством системе координат и вычитании этого вектора из измеренного блоком акселерометров вектора ускорения.

Для нахождения координат вектора ускорения свободного падения нужно умножить матрицу поворота на вектор с координатами $(0, 1, 0)$ – вектор ускорения свободного падения в географической системе координат. Результат также является показанием виртуального датчика гравитации. Фактически для вычисления вектора гравитации нужны не акселерометры, а априорная информация об ускорении свободного падения и ориентации.

Т.к. вычисление матрицы поворота из углов Эйлера-Крылова требует вычисления тригонометрических функций, целесообразно собрать только матрицу поворота в момент включения датчика (по показаниям акселерометров, т.к. курс на вычисления не влияет) и затем вычисление ориентации проводить по алгоритму ориентации с матрицей направляющих косинусов, т.к. он даёт матрицу поворота без тригонометрических функций [1].

Экспериментально установлено, что такая реализация позволяет исключить влияние линейного ускорения на точность результата вычислений. Это достигается использованием чисто гироскопического алгоритма. Однако т.к. коррекцию матрицы поворота по акселерометрам произвести невозможно (это будет вносить погрешность), вычисления линейного ускорения и гравитации корректны лишь на некотором отрезке времени. Теоретически проблема решается добавлением магнитометров.

Проверка реализации проводилась на примере микромеханического модуля *MPU6050*, встроенного в масштабную модель самолета. Также работоспособность подтверждена на датчиках телефона. Экспериментально установлено, что чем точнее гироскопы, тем точнее показания датчика.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания FEWG-2022-002

Литература

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023617812 Российская Федерация. Программа платформенной системы ориентации с направляющими косинусами : № 2023616133 : заявл. 30.03.2023 : опубл. 13.04.2023 / Д. С. Стрельцов, А. Г. Колесникова, В. В. Матвеев ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Тульский государственный университет». – EDN SFZIOD.

Implementation of a gravity and linear acceleration sensor based on a micromechanical module of gyroscopes and accelerometers

Streltsov D.S., Matveev V.V.

¹ Tula State University, Tula, Russia

This report presents an analysis of the implementation of a linear acceleration and gravity sensor based on a micromechanical inertial measurement module. The implementation method consists in finding the coordinates of the free-fall acceleration vector in the coordinate system associated with the device and subtracting this vector from the acceleration vector measured by the accelerometer unit.

To find the coordinates of free-fall acceleration vector, multiply the rotation matrix by a vector with coordinates (0, 1, 0) – the free-fall acceleration vector in the geographical coordinate system. The result is also an indication of a virtual gravity sensor. In fact, to calculate the gravity vector, we do not need accelerometers, we need a priori information about the acceleration of free-fall and orientation.

Since calculating the rotation matrix from Euler-Krylov angles requires calculating trigonometric functions, it is expedient to assemble only the rotation matrix at the moment when sensor is switched on (according to the accelerometers, since the course does not affect the calculations) and then calculate the orientation using an orientation algorithm with a matrix of guiding cosines, because it gives a rotation matrix without trigonometric functions [1].

It has been experimentally established that such an implementation allows to exclude the influence of linear acceleration on the calculation of this acceleration. This is achieved by using a purely gyroscopic algorithm. However, since it is impossible to correct the rotation matrix by accelerometers (this will introduce an error), calculations of linear acceleration and gravity are correct only for a certain period of time. Theoretically, the problem is solved by adding magnetometers.

The verification of the implementation was carried out using the example of the MPU6050 micromechanical module integrated into the scale model of the aircraft. Also, the functionality is confirmed on the sensors of the phone. It has been experimentally established that the more accurate the gyroscopes, the more accurate the sensor readings.

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the framework of the state task FEWG-2022-002.

References

1. Certificate of state registration of the computer program No. 2023617812 Russian Federation. The program of a free-form orientation system with guiding cosines : No. 2023616133 : application 30.03.2023 : publ. 13.04.2023 / D. S. Streltsov, A. G. Kolesnikova, V. V. Matveev ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Tula State University". – EDN SFZIOD.

Модификация структурной модели управляющих действий летчика для задачи многоконтурного управления

Ефремов А.В., Корзун Ф.А.

МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время большинство задач ручного управления рассматриваются в предположении, что летчик осуществляет одноконтурную задачу управления. Такой подход не позволяет достоверно описать ряд задач пилотирования, в которых отслеживается несколько фазовых координат. К таким задачам, в частности, относится посадка самолета [1]. В связи с этим было предложено провести исследования задачи отслеживания глиссады на этапе посадки, в которой летчик также замыкает дополнительный контур по вертикальной скорости или по углу тангажа. Произведена модификация структурной модели действий летчика и проведено математическое моделирование многоконтурной системы управления, с учетом шумовой составляющей

действий летчика в каждом контуре управления, с оптимизацией коэффициентов модели действий летчика, путем минимизации дисперсии сигнала ошибки отслеживания глиссады [2]. Проведено сравнения двух вариантов математических моделей для выбора замыкаемых контуров, выбор которых осуществляется из условия минимизации дисперсии сигнала ошибки отслеживания глиссады. Также в работе была произведена модификация существующего метода коэффициентов Фурье для задачи многоконтурного управления и проведено полунатурное моделирование на пилотажном стенде лаборатории МАИ НИЛ ПССЛ. По результатам полунатурного моделирования была подтверждена адекватность результатов, полученных в ходе математического моделирования с полунатурным моделированием и показано, что вариант образования внутреннего контура по углу тангажа обеспечивает наивысшую точность слежения.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «20» апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

Литература

1. А.В. Ефремов и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 1992
2. А.В. Ефремов, «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», М.: Издательство МАИ, 2017

Modification of the structural model of the pilot's control behavior in the multi-loop control task

Efremov A.V., Korzun F.A.
MAI, Moscow, Russia

Today most manual control tasks are considered under the assumption that the pilot performs a single-loop control task. This approach does not allow us to reliably describe a number of piloting tasks in which several phase coordinates are monitored. Such tasks, in particular, include aircraft landing [1]. In this regard, it was proposed to conduct research on the glide path tracking task during the landing stage, in which the pilot also closes an additional loop in vertical speed or pitch angle. A modification of the pilot's control behavior structural model was made and mathematical modeling of a multi-loop control system was carried out, taking into account the noise component of the pilot's actions in each control loop, with optimization of the coefficients of the pilot's behavior model, by minimizing the dispersion of the glide path tracking error signal [2]. A comparison has been made of two versions of mathematical models for selecting closed loops, the choice of which is carried out based on the condition of minimizing the dispersion of the glide path tracking error signal. The work also included a modification of the existing method of Fourier coefficients for the multi-loop control task and a semi-natural simulation was carried out on the ground based workstation of the laboratory of the MAI NIL PSSL. Based on the results of semi-natural simulation, the adequacy of the results obtained during mathematical modeling with semi-natural simulation was confirmed and it was shown that the way of forming an inner loop along the pitch angle provides the highest tracking accuracy.

The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center "Supersonic" in 2020-2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement dated April 20, 2022 No. 075-15-2022-309).

References

1. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V., Pilot as a dynamic system, Moscow, Mashinostroenie, 1992
2. Efremov A.V., Pilot-aircraft system. Patterns and mathematical models of pilot behavior, Moscow, Izdatelstvo MAI, 2017

Методы оценки алгоритма визуального позиционирования подвижного объекта на устойчивость к различным искажениям

Бехлер И.А.

ТулГУ, г. Тула, Россия

С развитием алгоритмов визуального позиционирования подвижных объектов [1] возникают потребности в оценке таких алгоритмов на устойчивость к искажениям. Под искажениями понимаются различия между снимаемой подстилающей поверхностью (с подвижного объекта) и эталонного изображения одной сцены. В работе рассматривается алгоритм, основанный на ключевых точках [2].

Приводятся результаты моделирования влияния искажений на качество определения географических координат подвижного объекта. В качестве критерия оценки используются среднеквадратическая погрешность позиционирования и время итерации алгоритма. Моделировались следующие искажения: смаз, отношение масштабов изображений подстилающей поверхности и карты местности, перспективное искажение подстилающей поверхности, которые исследовались по отдельности.

Показано, что наибольшее влияние на точность позиционирования оказывают смазы, возникающие при быстром перемещении и вращении объекта. Выявлено, что для рассматриваемого алгоритма существует пороговая величина смаза, превышение которой приводит к некорректной работе алгоритма.

Моделированием показано, что отношение масштабов линейно влияет на точность позиционирования: чем ближе изображения по разрешению, тем меньше погрешность позиционирования. В отличие от других искажений отношение масштабов вносит незначительную погрешность позиционирования, но при этом асимптотически влияет на время итерации. В случае, когда изображения близки по разрешению, ожидается наибольшее время итерации.

Исследуемый алгоритм предполагает, что изображение подстилающей поверхности приближено к ортофотоплану. Несовпадение перспектив приводит к погрешности позиционирования, которое линейно возрастает при увеличении углов крена и тангажа относительно нормали к подстилающей поверхности.

Рассмотренные методы позволяют спрогнозировать работу алгоритма при различных искажениях, а также оценить требуемые характеристики элементной базы для проектирования системы визуального позиционирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания FEWG-2022-0002.

Литература

1. Али Б., Алгоритмы навигации БПЛА с использованием систем технического зрения / Б. Али, Р. Н. Садеков, В. В. Цодокова // Гироскопия и навигация. Том 30. № 4 (119), 2022. С. 87-105.

2. Бехлер, И.А. Алгоритм навигации летательного аппарата с использованием систем технического зрения / И. А. Бехлер, В. В. Матвеев // XXI Всероссийская научно-техническая конференция студентов, магистрантов, аспирантов и молодых ученых «Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов» / под ред. А.В. Прохорцова. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2023. – С. 75-81.

Methods of evaluating the algorithm of visual positioning of a moving object for resistance to various distortions

Baechler I.A.

Tula State University, Tula, Russia

With the development of algorithms for visual positioning of moving objects [1], there is a need to evaluate such algorithms for robustness to distortions. Distortions are understood as differences between the captured underlying surface (from a moving object) and the reference image of the same scene. In this paper we consider an algorithm based on key points [2].

The results of modeling the influence of distortions on the quality of geographical coordinates determination of a mobile object are presented. RMS positioning error and algorithm iteration time are used as evaluation criteria. The following distortions were modeled: motion blur, the ratio of the scale of the underlying surface images and the terrain map (reference information), perspective distortion of the underlying surface. The influence of distortions was investigated for each type separately.

It is shown that the greatest impact on positioning accuracy is caused by motion blur, which occurs when the object is rapidly moving and rotating. It is revealed that for the considered algorithm there is a threshold value of motion blur, exceeding which leads to incorrect operation of the algorithm.

Modeling shows that the scale ratio linearly affects the positioning accuracy: the closer the images are in resolution, the smaller the positioning error. Unlike other distortions, the scale ratio introduces negligible positioning error but asymptotically affects the iteration time. When images are close in resolution, the longest iteration time is expected.

The algorithm under study assumes that the image of the underlying surface is approximated to an orthophotoplane. The mismatch of perspectives leads to positioning error, which increases linearly with increasing roll and pitch angles relative to the normal to the underlying surface.

The considered methods allow us to predict the algorithm performance under different distortions, as well as to estimate the required characteristics of the element base for the design of the visual positioning system.

This work was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation under the state assignment FEWG-2022-0002.

References

1. Ali, B., Sadekov, R.N. & Tsodokova, V.V. A Review of Navigation Algorithms for Unmanned Aerial Vehicles Based on Computer Vision Systems. Gyroscopy Navig. No. 13, pp. 241–252.

2. Bekhler I.A, Matveev V.V. Algoritm navigacii letatel'nogo apparata s ispolzovaniem sistem tekhnicheskogo zreniya [Algorithm of aircraft navigation using vision systems]. XXI All-Russian Scientific and Technical Conference of students, undergraduates, postgraduates, and young scientists “Technology of the XXI century through the eyes of young scientists and specialists”. Tula, TSU Publ, 2023, pp. 75-81.

Идентификация характеристик управляющих действий летчика в задаче многоканального управления с перекрестными связями

Проданик В.А., Ефремов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящей работе разработан метод идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче многоканального управления с перекрестными связями и приведены результаты исследования управляющих действий летчика в таких задачах с целью разработки средств автоматизации, повышающих безопасность пилотирования.

Для проведения экспериментальных исследований с использованием полунатурного моделирования на пилотажном стенде научно-исследовательской лаборатории «Пилотажные стенды и система «самолет-летчик»» МАИ с использованием разработанного метода идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче многоканального управления была произведена модификация существующего программного обеспечения, основанного на использовании метода коэффициентов Фурье [1]. Для учета влияния перекрестных связей между каналами были выбраны параметры полигармонических входных сигналов [2] и разработан алгоритм интерполяции получаемых частотных характеристик на общий диапазон частот. Получено условие «развязки» каналов управления для задачи двухканального управления.

Рассмотрено влияние распределения внимания летчика между каналами управления, а также влияние наличия перекрестных связей. Проведены экспериментальные исследования на пилотажном стенде для задач одноканального и двухканального управления, а также для задачи двухканального управления в условиях присутствия различных перекрестных связей между каналами. Выполнено четыре серии экспериментов, в результате которых получены частотные и интегральные характеристики системы самолет-летчик. Проведено сравнение дисперсии сигнала ошибки в случае, когда летчик отслеживает одновременно две координаты, с дисперсией сигнала ошибки при управлении в одном канале. Проведен анализ частотных характеристик перекрестных связей, вводимых летчиком, и сделан вывод о том, насколько они удовлетворяют условию «развязки».

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой

поддержке Минобрнауки России (соглашение от «20» апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

Литература

1. А.В. Ефремов и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 1992

2. А. В. Ефремов, «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», М.: Издательство МАИ, 2017

Identification of the pilot control actions characteristics in the multichannel control task with crosscouplings

Prodanik V.A., Efremov A.V.

MAI, Moscow, Russia

In this paper, a method for identification of the pilot control actions characteristics in the multichannel control task with crosscouplings is developed and the results of a study of pilot control actions in such tasks are presented in order to develop automation means that increase piloting safety.

To conduct experimental studies using the MAI ground simulator a method for identification of the pilot control actions characteristics in the multichannel control task was developed and the existing software based on the Fourier coefficients method was modified [1]. To take into account the influence of crosscouplings between control channels, the parameters of polyharmonic input signals were selected [2] and an algorithm for interpolating the obtained frequency characteristics to the general frequency range was developed. The condition for the control channels decoupling for the two-channel control task is obtained.

The influence of the pilot's attention distribution between the control channels, as well as the influence of the presence of crosscouplings, is considered. Experimental studies have been carried out on the ground simulator for single-channel and two-channel control tasks, as well as for the task of two-channel control in the presence of various crosscouplings between control channels. Four series of experiments were performed, as a result of which the frequency and integral characteristics of the pilot-aircraft system were obtained. The dispersion of the error signal in the case when the pilot tracks two coordinates simultaneously is compared with the dispersion of the error signal during control in one channel. The analysis of the frequency characteristics of the crosscouplings introduced by the pilot was carried out, and a conclusion was made about how they satisfy the decoupling condition.

The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center "Supersonic" in 2020-2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement 16 Nov 2020 № 075-15-2020-924).

References

1. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V., Pilot as a dynamic system, Moscow, Mashinostroenie, 1992

2. Efremov A.V., Pilot-aircraft system. Patterns and mathematical models of pilot behavior, Moscow, Izdatelstvo MAI, 2017

Влияние запаздывания в тракте управления на точность выполнения задачи посадки для разных классов демонстраторов летательных аппаратов

Воронка Т.В., Тяглик М.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В процессе проектирования современных летательных аппаратов всё чаще прибегают к созданию демонстраторов технологий. Предположительно, формирование масштабированного летного демонстратора может значительно снизить расходы на проведение экспериментов, сохраняя при этом высокое качество получаемых результатов. Поскольку демонстратор будет являться беспилотным, то основным режимом для ряда этапов полета будет являться телеоператорный режим управления.

Стоит отметить, что при использовании телеоператорного режима управления наблюдается существенное запаздывание в обмене управляющих сигналов между наземной станцией управления и беспилотным летательным аппаратом. Это может привести к ухудшению процесса пилотирования, что в свою очередь приведет к аварийным ситуациям, особенно при отработке сложных этапов полета таких, как посадка. Так как демонстратор может быть как полноразмерным, так и уменьшенной копией, то необходимо произвести исследование влияния запаздывания на точность выполнения задачи посадки для различных классов летательных аппаратов: от первого до четверного класса.

В настоящей работе были проведены экспериментальные исследования на пилотажном стенде научно-исследовательской лаборатории «Пилотажные стенды и система «самолет-лётчик» Московского авиационного института. Были получены следующие результаты:

- Для самолетов первого класса массой 70 тонн при наличии запаздывания вероятность принятия решения на выполнение посадки составляет 80% при величине запаздывания до 0,4 секунд;
- Для самолетов четвертого класса массой 7 тонн при наличии запаздывания вероятность принятия решения на выполнение посадки составляет 100% при величине запаздывания до 0,8 секунд.

Таким образом, с точки зрения замены ручного режима управления телеоператорным при использовании демонстраторов технологий, целесообразным является создание демонстраторов, представляющих собой уменьшенную копию летательного аппарата.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «20» апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

Литература

1. Ефремов А.В. и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 343 стр., 1992;
2. Ефремов А.В., Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения лётчика. – М.: Изд-во МАИ, 2017. – 196с., ISBN 978-5-4316-0437-9;

3. Сыпало К.И., Медведский А.Л., Бабичев О.В., Казаринов Г.Г., Кан А.В. Создание демонстратора технологии авиастроения Труды МАИ. Выпуск № 95. 2017. С.19.

Оценивание проекций скорости ветра в режиме реального времени на основе данных спутниковой навигации и барометрических измерений

Корсун О.Н.^{1,2}, Моунг Хтанг Ом¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

²ГосНИИ АС, г. Москва, Россия

При проведении летных испытаний, в динамике полета и при проектировании дирижаблей важнейшей задачей является измерение атмосферных параметров и параметров движения летательных аппаратов [1]. Ветер также является важнейшим фактором для решения различных специфических задач в авиационной технике, таких как аэродинамика с большим углом атаки, околозвуковая аэродинамика и оценивание тяги двигателя на основе полетных данных [2]. Оценивание проекций скорости ветра способствует повышению безопасности полетов, предоставляя пилотам актуальную информацию для своевременного внесения коррективов, особенно на таких критических этапах, как взлёт и посадка. Это также обеспечивает улучшение эффективности полетов мгновенно адаптируясь к изменяющимся условиям ветра и авиакомпании могут оптимизировать траектории полетов, сократить задержки и повысить эффективность полетов. Кроме того, в чрезвычайных ситуациях или при неблагоприятных погодных условиях оценивание скорости ветра в режиме реального времени может обеспечить пилотам безопасно ориентироваться и быстро принимать решения для обеспечения благополучия пассажиров и экипажа. Поэтому проведённая в данной статье научно-исследовательская работа по разработке алгоритма оценивания проекций скорости ветра на коротком интервале полета является актуальной.

Следует учитывать скорость ветра в задачах выявления динамических погрешностей в полетных данных воздушного судна, при моделировании полета воздушного судна и при проектировании человеко-машинного интерфейса в кабине пилота [3]. Для оценивания проекций скорости ветра в настоящем исследовании используются методы параметрической идентификации систем [4, 5].

Предложенный в данной работе метод позволяет получить оценки трех проекций скорости ветра в нормальной земной системе координат, используя данные спутниковых навигационных систем (СНС), а также барометрические воздушные измерения воздушной скорости, углов атаки и угла скольжения. Предполагается, что для обрабатываемого полётного интервала скорость и направление ветра постоянны. Предложен алгоритм оценивания проекций скорости ветра с применением модели измерения скользящего окна. Кроме того, обсуждается влияние систематических погрешностей измерений воздушной скорости на процесс оценивания проекций скорости ветра.

В данной исследовательской работе особое внимание было уделено анализу влияния типов маневра и длительности интервала скользящего окна на оценку проекций скорости ветра. Рассматривались такие маневры, как "дача", "бочка",

"змейка" и "змейка с увеличенной вертикальной составляющей", то есть с дополнительным перемещением в канале тангажа.

Результаты, полученные в данной работе, демонстрируют, что предложенный алгоритм эффективен для оценивания трех проекций скорости ветра с уменьшением интервала скользящего окна до 0,5 секунды.

Литература

1. Васильченко К.К., Леонов В.А., Пашковский И.М. и Поплавский Б.К., // Летние испытания самолетов - М.: Машиностроение, 1996.

2. Korsun, O.N.; Poplavsky, B.K.; Om, M.H. Identification of the Engine Thrust Force Using Flight Test Data. In Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2021. ICASSE 2021. Lecture Notes in Electrical Engineering; Jing, Z., Strelets, D., Eds.; Springer: Singapore, 2023; Volume 849.

3. Korsun, O.N.; Nikolaev, S.V.; Om, M.H. Detection of dynamic errors in aircraft flight data. In Proceedings of the IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Moscow, Russia, 16–17 October 2021; Volume 1027, p. 012011. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1027/1/012011>.

4. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. 484 p.

5. Овчаренко В.Н., Идентификация аэродинамических характеристик самолетов полетными данными // Издательство МАИ, Москва, 2017.

Real Time Estimation of the Wind Speed Components Based on Measurement Data from Satellite Navigation and Barometric Measurements

Korsun O.N.^{1,2}, Moug Htang Om¹

¹MAI, Moscow, Russia

²State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

The measurement of atmospheric parameters and aircraft motion parameters is of the paramount important task during flight tests, in dynamics of flight, and in airships design [1]. The wind is also important for numerous specific problems in aerospace, such as high angle of attack aerodynamics, transonic aerodynamics, and engine thrust estimation out of flight data [2]. The estimation of wind speed components can enhance flight safety by providing pilots with up-to-date information to make timely adjustments, enhancing overall flight safety, especially during critical phases like takeoff and landing. It can also improve the operational efficiency by quickly adapting to changing wind conditions, airlines can optimize flight paths, reduce delays, and improve operational efficiency. Moreover, in emergencies or adverse weather conditions, real-time wind speed estimation can help pilots navigate safely and make swift decisions to ensure the well-being of passengers and crew. Therefore, the present scientific research work in this paper about the development of the algorithm for the estimation of wind speed components in a short period of flight interval is relevant.

The wind speed shall be taken into account in the problems of detection of dynamic errors in aircraft flight data, in aircraft flight simulation, and in cockpit man-machine interface design [3]. In order to estimate the wind speed components in the present research, parametric system identification methods [4, 5] are used.

The proposed method in this paper allows obtaining the estimates of three components of wind speed in a normal earth-fixed axis system using data from a satellite navigation

system, as well as on-board barometric measurements of airspeed, angle of attack and sideslip angle. It is assumed that the wind has a constant speed and direction for the flight interval being processed. The algorithm for estimating wind speed components is proposed by using sliding window measurement model. Moreover, the effect of the airspeed systematic measurement errors on the process of estimating wind speed components is also discussed.

In this research work, the main attention was paid to the analysis of the influence of the types of maneuver and the duration of the sliding interval on the estimation of wind speed components. Maneuvers such as "pitch step-wise", "barrel roll", "snake" and "snake with an increased vertical component", that is, with additional movement in the pitch channel were considered.

The results obtained in this paper demonstrate that the proposed algorithm is efficient for the estimation of three components of wind speed with a decrease in the sliding window interval to 0.5 seconds.

References

1. Vasilchenko, K.K.; Kochetkov Yu, A.; Leonov, V.A.; Poplavskii, B.K. Aircraft Flight Tests// Mashinostroenie: Moscow, Russia, 1996; 720p. (Russian)
2. Korsun, O.N.; Poplavsky, B.K.; Om, M.H. Identification of the Engine Thrust Force Using Flight Test Data. In Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2021. ICASSE 2021. Lecture Notes in Electrical Engineering; Jing, Z., Strelets, D., Eds.; Springer: Singapore, 2023; Volume 849.
3. Korsun, O.N.; Nikolaev, S.V.; Om, M.H. Detection of dynamic errors in aircraft flight data. In Proceedings of the IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Moscow, Russia, 16–17 October 2021; Volume 1027, p. 012011. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1027/1/012011>.
4. Klein V., Morelli E. Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. 484 p.
5. Ovcharenko V.N., Identification of aerodynamic characteristics of aircraft by flight data, MAI Publishing House, Moscow, 2017. (Russian)

Оптимизация информационно-управляющего поля кабины современных самолетов путем внедрения многомодального интерфейса с управлением взглядом

Байзигитова Р.Н., Левин Д.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Растущая сложность информационно-управляющего поля (ИУП) современных самолетов требует улучшения внутрикабинных интерфейсов для обеспечения безопасности полетов. Внедрение многомодальных интерфейсов с управлением взглядом является перспективным решением для оптимизации ИУП. Существующие исследования сосредоточены на использовании технологий отслеживания глаз в качестве способа вывода информации для оценки когнитивных способностей пилотов [1]. Применение метода для ввода в свою очередь может упростить взаимодействие пилота с самолетом, увеличивая скорость взаимодействия и снижая когнитивную нагрузку [2]. Особое внимание уделяется относительно новой технологии отслеживания взгляда [3] с использованием веб-камеры и методов машинного

обучения.

Результаты исследования показывают:

- мультимодальные интерфейсы обеспечивают более естественное и интуитивное взаимодействие человека с техническими системами, используя несколько каналов ввода и вывода информации (тактильные, голосовые и др.);
- сочетание управления взглядом с дополнительным контактным способом ввода является перспективным методом устранения непреднамеренных активаций;
- технология отслеживания взгляда с использованием веб-камеры и методов машинного обучения является эффективным способом преодоления проблем, связанных с движением головы, характерных для других технологий;
- разнообразная обучающая выборка позволяет разрабатывать модели нейронной сети, способные эффективно распознавать направление взгляда в различных условиях освещенности, что является преимуществом при использовании в кабине пилотов;
- мультимодальный интерфейс с управлением взглядом и контактного взаимодействия является перспективным развитием ИУП кабины самолета для управления с помощью многофункциональных индикаторов (MFD).

Мультимодальный интерфейс на основе управления взглядом при обеспечении точного отслеживания направления взгляда в условиях эксплуатации самолета позволит улучшить взаимодействие пилота с системами самолета и повысит безопасность полетов.

Литература

1. Mengtao L. et al. Leveraging eye-tracking technologies to promote aviation safety- A review of key aspects, challenges, and future perspectives // *Saf Sci*. 2023. Vol. 168. P. 106295.
2. Murthy L. et al. Eye-Gaze-Controlled HMDS and MFD for Military Aircraft // *Journal of Aviation Technology and Engineering*. 2022. Vol. 10, № 2. P. 34.
3. Xiong J., Nie J., Li J. Eye control system based on convolutional neural network: a review // *Assembly Automation*. 2022. Vol. 42, № 5. P. 595–615.

Optimization of the Data-Control Field of modern aircraft by introducing a promising multimodal interface with gaze control

Baizigitova R.N., Levin D.N.
MAI, Moscow, Russia

The growing complexity of the Data-Control Field (DCF) of modern aircraft requires improvement of in-cabin interfaces to ensure flight safety. The introduction of multimodal interfaces with Gaze control is a promising solution for optimizing DCF. Existing research focuses on the use of eye tracking technologies as a way to output information to assess the cognitive abilities of pilots [1]. Applying the method for input, in turn, can simplify the pilot's interaction with the aircraft, increasing interaction speed and reducing cognitive load [2]. Special attention is paid to the relatively new technology of gaze tracking using a webcam and machine learning methods [3].

The results of the research show:

- multimodal human-machine interfaces provide a more natural and intuitive interaction with technical systems using multiple input and output channels (tactile, voice, etc.);

- the combination of gaze control with an additional contact input method is a reliable method of eliminating unintended activations;

- the technology of gaze tracking using a webcam and machine learning methods is an effective way to overcome the problems associated with head movement typical of other technologies;

- a diverse training sample allows the development of neural network models capable of effectively recognizing the direction of gaze in various light conditions, which is an advantage when used in the cockpit;

- a multimodal interface with gaze and contact interaction control is a promising development of the aircraft cockpit DCF for controlling multifunctional displays (MFD).

A multimodal interface based on gaze control, while ensuring accurate tracking of the direction of gaze under aircraft operating conditions, will improve pilot interaction with aircraft systems and increase flight safety.

References

1. Mengtao L. et al. Leveraging eye-tracking technologies to promote aviation safety- A review of key aspects, challenges, and future perspectives // *Saf Sci.* 2023. Vol. 168. P. 106295.

2. Murthy L. et al. Eye-Gaze-Controlled HMDS and MFD for Military Aircraft // *Journal of Aviation Technology and Engineering.* 2022. Vol. 10, № 2. P. 34.

3. Xiong J., Nie J., Li J. Eye control system based on convolutional neural network: a review // *Assembly Automation.* 2022. Vol. 42, № 5. P. 595–615.

**Классификация и обзор работ по проектированию
композитных несущих поверхностей летательных аппаратов
при ограничениях по флаттеру с учетом особенностей деформирования**

Рыманова А.Н., Гавва Л.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Актуальность решения проблемы аэроупругости определяется необходимостью разработки метода поиска оптимальных конструкторских решений при ограничениях по флаттеру на основе уточнённой теории для конструктивно анизотропных панелей летательных аппаратов из композиционных материалов.

Целью литературного обзора является исследование общих подходов к решению проблемы динамической аэроупругой неустойчивости композитных несущих поверхностей летательных аппаратов на этапе проектирования.

В обзоре представлены различные подходы к решению задач проектирования с ограничениями по флаттеру для несущих поверхностей [1,2] и конструктивно анизотропных панелей [3] летательных аппаратов из композиционных материалов.

В рассмотренных источниках авторами использовались различные методы для решения задач проектирования при ограничениях по флаттеру. Для структурного моделирования динамической прочности в большинстве работ применяется классическая теория пластин в сочетании с теорией нелинейных деформаций фон-Кармана с последующим построением конечно-элементных моделей, а для аэродинамического моделирования - линейная теория поршневого движения и уравнение Навье-Стокса [4]. Решаются сложные задачи на собственные значения, сформулированные на основе уравнений движения Лагранжа-Гамильтона совместно с использованием классического метода нахождения собственных значений. Совокупность представленных методов не в полной мере позволяет решить задачу проектирования несущих поверхностей, выполненных из композиционных материалов при ограничениях по флаттеру.

При использовании композиционных материалов на этапе проектирования несущих поверхностей, демпфирование может улучшить способность затухания колебательной энергии, предотвращая флаттер конструкции [5].

В исследованных работах представлены методы, применяемые при проектировании конструктивно изотропных панелей [6], однако в конструкции планера самолётов широко реализованы конструктивно анизотропные детали и узлы [7]. Особенности представленных в опубликованных работах методов позволяют сформулировать задачу о разработке метода проектирования композитных конструктивно анизотропных несущих поверхностей при ограничениях по панельному флаттеру.

Обзор поможет оценить текущее состояние проблемы и определить область для дальнейших исследований. Увеличение использования конструктивно анизотропных панелей из полимерных композиционных материалов в самолетостроении требует развития более точных методов оценки характеристик флаттера.

Литература

1. Attaran A. Flutter Analysis of a Hybrid Plate-Like Fiber-Reinforced Composite Wing. // Key engineering materials. – 2011. – №471-472. – pp.1107-1112. 10.4028/www.scientific.net/KEM.471-472.1107.
2. Благодарёва О.В. Исследование флаттера композитного крыла // Труды МАИ. – 2014. – №74. – С. 28.
3. L. Wang, J. Li, W. Wang Analysis on flutter of supersonic composite laminate // Journal of Mechanical Engineering Research and Developments. – 2017. – №40(2). –pp.342-348.
4. Kilimtzidis, S., Kostopoulos, V. Multidisciplinary structural optimization of novel high-aspect ratio composite aircraft wings // Struct Multidisc Optim 66. – 2023. - №150. - <https://doi.org/10.1007/s00158-023-03600-1>
5. Koo Kyo-Nam, Hwang Woo Effects of hysteretic and aerodynamic damping on supersonic panel flutter of composite plates // Journal of Sound and Vibration - J SOUND VIB. – 2004. – №273. – pp.569-583. 10.1016/S0022-460X(03)00514-5.
6. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
7. Абрамов, Я. С. Влияние конструктивно-силовой схемы и материала агрегата на обеспечение прочности при условии минимума массы / Я. С. Абрамов, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : Тезисы 22-ой Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 6. – EDN LJWQCZ.

Aircraft composite lift panels design with restrictions on flutter and deformation peculiarities: a classification review

Rymanova A.N., Gavva L.M.
MAI, Moscow, Russia

The relevance of solving the problem of aeroelasticity is determined by the need to develop a method for finding optimal design solutions with flutter restrictions based on a refined theory for structurally anisotropic aircraft panels made of composite materials.

The purpose of the literature review is to study general approaches to solving the problem of dynamic aeroelastic instability of composite lifting surfaces of aircraft at the design stage.

The review presents various approaches to solving flutter-constrained design problems for load-bearing surfaces [1,2] and structurally anisotropic panels [3] of aircraft made of composite materials.

In the reviewed sources, the authors used various methods to solve design problems with flutter constraints. For structural modeling of dynamic strength, most works use the classical theory of plates in combination with the von Karman theory of nonlinear deformations with subsequent construction of finite element models, and for aerodynamic modeling - the linear theory of piston motion and the Navier-Stokes equation [4]. Complex eigenvalue problems are solved, formulated on the basis of the Lagrange-Hamilton equations

of motion together with the use of the classical method of finding eigenvalues. The set of presented methods does not fully allow solving the problem of designing load-bearing surfaces made of composite materials with flutter restrictions.

When using composite materials at the design stage of load-bearing surfaces, damping can improve the ability to attenuate vibrational energy, preventing structural flutter [5].

The studied works present methods used in the design of structurally isotropic panels [6], however, structurally anisotropic parts and assemblies are widely implemented in the design of aircraft airframes [7]. The features of the methods presented in published works allow us to formulate the problem of developing a method for designing composite structurally anisotropic load-bearing surfaces under panel flutter restrictions.

The review will help assess the current state of the problem and identify areas for further research. The increasing use of structurally anisotropic panels made of polymer composite materials in aircraft construction requires the development of more accurate methods for assessing flutter characteristics.

References

1. Attaran A. Flutter Analysis of a Hybrid Plate-Like Fiber-Reinforced Composite Wing. // Key engineering materials. – 2011. – №471-472. – pp.1107-1112. 10.4028/www.scientific.net/KEM.471-472.1107.
2. Blagodyreva O.V. Study of flutter of a composite wing // Proceedings of MAI. – 2014. – No. 74. – P. 28.
3. L. Wang, J. Li, W. Wang Analysis on flutter of supersonic composite laminate // Journal of Mechanical Engineering Research and Developments. – 2017. – №40(2). –pp.342-348.
4. Kilimtزيدis, S., Kostopoulos, V. Multidisciplinary structural optimization of novel high-aspect ratio composite aircraft wings // Struct Multidisc Optim 66. – 2023. - №150. - <https://doi.org/10.1007/s00158-023-03600-1>
5. Koo Kyo-Nam, Hwang Woo Effects of hysteretic and aerodynamic damping on supersonic panel flutter of composite plates // Journal of Sound and Vibration - J SOUND VIB. – 2004. – №273. – pp.569-583. 10.1016/S0022-460X(03)00514-5.
6. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 p. - ISBN 978-5-4316-0694-6. - EDN ZGQVGN.
7. Abramov, Ya. S. Influence of the structural-power scheme and material of the unit on ensuring strength under the condition of minimum mass / Ya. S. Abramov, S. A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 22nd International Conference, Moscow, November 20-24, 2023. - Moscow: Pero Publishing House, 2023. - P. 6. - EDN LJWQCZ.

Расчетно-экспериментальное исследование применимости материалов аддитивного производства в связи с задачами повышения скорости современного транспорта

Навроцкий Р.А.
ИМАШ РАН, г. Москва, Россия

Проблема повышения скорости воздушного, железнодорожного, автомобильного и иного транспорта представляет актуальную научно-техническую задачу. Одним из направлений решения этой задачи является использование для производства узлов транспортных систем современных материалов, например, материалов аддитивного производства, обладающих пониженными весовыми параметрами. Очевидно, полный или частичный переход на такие материалы требует проведения отдельных экспериментальных, численных и аналитических научных исследований.

В докладе представлены результаты исследования НДС ряда распространенных в современном машиностроении изделий, изготовленных из различных пластиков с применением 3D-принтеров. Для оценки НДС использовались некоторые аналитические и численные методы, основанные на использовании лицензионных комплексов программирования и МКЭ: PyCharm Community Edition и Ansys Workbench Student Version.

В настоящей работе использованы результаты экспериментальных исследований по определению механических свойств различных пластических материалов на образцах, полученных на 3D-принтерах [1]. Результаты этих исследований имели самостоятельное научное значение, а также использованы в качестве соответствующих исходных данных для численных исследований.

Численные исследования проведены применительно к различным элементам конструкций машиностроительного использования. Основное внимание уделено наиболее распространенным в транспортном машиностроении элементам, а именно зубчатым колесам (ЗК) редукторов. Проведенные исследования НДС ЗК, находящихся под действием крутящего момента и закрепленных на внутренних стенках ступиц, показали, что наибольшие напряжения наблюдаются в зонах контакта и в основаниях ножек зубьев. В каждом исследуемом варианте ЗК определялись также весовые параметры [2].

На базе выполненных численных исследований были определены основные закономерности влияния механических свойств металлических и неметаллических материалов и конструктивных параметров ЗК на параметры НДС, определяющие работоспособность зубьев, а также исследованы дополнительные характеристики НДС.

Комплекс полученных результатов позволил построить основные закономерности НДС ЗК в рассматриваемых условиях эксплуатации и быть основой для обоснованного выбора для безопасной эксплуатации различных узлов современного высокоскоростного транспорта.

Литература

1. Наумов О.В., Москвитин Г.В., Пугачев М.С., Поляков А.Н. Экспериментальная оценка (исследование) прочности деталей, получаемых на 3D-принтере // XXVIII Международная инновационная конференция молодых ученых и студентов (МИКМУС – 2016). Сборник трудов конференции. 2017. – С. 461 – 464.

2. Москвитин Г.В., Навроцкий Р.А. Оценка напряженно-деформированного состояния конструкций, изготавливаемых с использованием аддитивного производства // Международная конференция «Машины, технологии и материалы для современного машиностроения». Сборник трудов конференции. 2023. – С. 106.

Computational and experimental research of the applicability of additive manufacturing materials in connection with the problems of increasing the speed of modern transport

Navrotsky R.A.
MERI of the RAS (IMASH RAN), Moscow, Russia

The problem of increasing the speed of air, railway, automobile and other transport is an current scientific and technical problem. One of the directions for solving this problem is the use of modern materials for the production of components of transport systems, for example, additive manufacturing materials with reduced weight parameters. Obviously, a complete or partial transition to such materials requires special experimental, numerical and analytical scientific researches.

The report presents the results of a research of the SSS of a number of products common in modern mechanical engineering, made from various plastics using 3D printers. To estimate the SSS, some analytical and numerical methods were used, based on the use of licensed programming complexes and FEM: PyCharm Community Edition and Ansys Workbench Student Version.

This work uses the results of experimental studies to determine the mechanical properties of various plastic materials on samples produced on 3D printers [1]. The results of these studies had independent scientific significance, and were also used as appropriate initial data for numerical researches.

Numerical researches were carried out in relation to various structural elements for mechanical engineering. The main attention is paid to the most common elements in transport engineering, namely the gear wheels of gearboxes. Completed researches of the stress-strain state of gears under the influence of torque and fixed to the inner walls of the hubs have shown that the highest stresses are observed at the contact areas and at the bases of the teeth legs. In each gear variant under research, the weight parameters were also determined [2].

On the basis of the performed numerical studies, the main patterns of the influence of the mechanical properties of metallic and non-metallic materials and the design parameters of the gears on the SSS parameters that determine the efficiency of the teeth were determined, and additional characteristics of the SSS were investigated.

The set of results made it possible to derive the basic patterns of the stress-strain state of the gears in the operating conditions under consideration and to be the basis for an reasonable choice for the safe operation of various components of modern high-speed transport.

References

1. Naumov O.V., Moskvitin G.V., Pugachev M.S., Polyakov A.N. Experimental assessment (research) of the strength of parts produced on a 3D printer // XXVIII International Conference of Young Scientists and Students “Topical Problems of Mechanical Engineering” (ToPME - 2016). Collection of conference proceedings. 2017, pp. 461 – 464.

2. Moskvitin G.V., Navrotsky R.A. Assessment of the stress-strain state of structures manufactured using additive manufacturing // International conference "Machines, technologies and materials for modern mechanical engineering". Collection of conference proceedings. 2023. p. 106.

Особенности разработки конструкции крыла сверхлёгкого планера с широким применением композитных материалов

Улюшин Я.И.^{1,2}, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

²ШУЦТ, г. Шанхай, Китай

Применение полимерных композитных материалов (ПКМ) способствует созданию конструкции агрегатов планера, в частности, и летательного аппарата (ЛА) в целом, с заранее заданными прочностными и весовыми характеристиками. Это даёт возможность, различными способами, значительно повысить весовую эффективность проектируемого ЛА [1, 2, 3].

В ходе проектировании ЛА любого назначения, на начальном этапе, анализируются несколько возможных аэродинамических компоновок (балансировочных схем). В итоге применяется та, которая даёт минимальную взлётную массу при обеспечении заданных лётно-технических характеристик (ЛТХ), а также требований к устойчивости и управляемости. Особенности конструкции несущих поверхностей так же связаны с учётом возникновения явления аэроупругости крыла большого удлинения [4, 5, 6] и их весовой оценки [7].

В настоящем докладе представлен анализ особенностей разработки конструкции крыла большого удлинения сверхлёгкого планера с широким применением композитных материалов.

Выполнены проектировочные расчёты вариантов конструкции в первом приближении, произведён поверочный расчёт варианта конструкции методом конечных элементов, показаны особенности напряжённо-деформированного состояния исследуемого агрегата планера.

Представлены результаты исследования, иллюстрируют, что:

– для расчёта прочности конструктивно-силовых (КС) элементов крыла большого удлинения в первом приближении приемлемо принимать распределение аэродинамической нагрузки по крылу эллиптическим;

– упрощённая методика, разработанная для расчёта прочности КС элементов крыла лёгких самолётов, выполненных преимущественно из металлических сплавов, при небольших дополнениях применима в первом приближении для лёгких самолётов, выполненных из ПКМ;

– добавление в конструкцию крыла двух дополнительных стенок, передающих перерезывающую нагрузку на шарнирные узлы крепления крыла не даёт значимого преимущества в весе по сравнению с классической однолонжеронной схемой, где перерезывающая нагрузка передаётся через бортовую нервюру.

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.
2. Абрамов, Я. С. Влияние конструктивно-силовой схемы и материала агрегата на обеспечение прочности при условии минимума массы / Я. С. Абрамов, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : Тезисы 22-ой Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 6. – EDN LJWQCZ.
3. Рябцева, Е. О. Анализ применения топологической оптимизации для авиационных конструкций / Е. О. Рябцева, С. А. Серебрянский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023 : Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 79-84. – EDN EKZWOA.
4. Макаров, В. А. Анализ конструкторско-технологических решений при создании крыла БПЛА из композиционных материалов / В. А. Макаров, М. В. Майсак, С. А. Серебрянский // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества : Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации, Москва, 18–19 мая 2023 года. – Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 134-135. – EDN DCGUTW.
5. Кузнецов, Д. С. Целесообразность применения подкоса крыла на легком многоцелевом самолете / Д. С. Кузнецов // Гагаринские чтения - 2023 : Сборник тезисов докладов XLIX Международной молодежной научной конференции, Москва, 11–14 апреля 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 40. – EDN TVYXPW.
6. Сагалович, С. А. Исследование влияния переходных процессов летательного аппарата в продольной плоскости на возникновение явлений аэроупругости / С. А. Сагалович // Гагаринские чтения - 2023 : Сборник тезисов докладов XLIX Международной молодежной научной конференции, Москва, 11–14 апреля 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 15-16. – EDN DNJYEP.
7. Ресулкулыева, Г. Весовая модель конструкции фюзеляжа, крыла и оперения самолета на основе регрессионного анализа / Г. Ресулкулыева, С. А. Серебрянский // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2022) : Труды Пятнадцатой международной конференции, Москва, 26–28 сентября 2022 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2022. – С. 918-924. – DOI 10.25728/mlsd.2022.0918. – EDN RBQTFB.

Features of the ultralight glider wing design with extensive use of composite materials

Uliushin I.I.^{1,2}, Serebrianskii S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

²Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China

The use of polymer composite materials (PCM) contributes to the design of airframe assemblies, in particular, and the aircraft as a whole, with predetermined strength and weight characteristics. This makes it possible to significantly increase the weight efficiency of the designed aircraft [1, 2, 3].

During the design of aircraft for any purpose, at the initial stage, several possible aerodynamic layouts (balancing schemes) are analyzed. As a result, the one that gives the minimum take-off weight is used while ensuring the specified flight performance characteristics, as well as stability and controllability requirements. The design features of the bearing surfaces are also related to the occurrence of the phenomenon of aeroelasticity of the wing of large elongation [4, 5, 6] and their weight assessment [7].

This report presents an analysis of the features of the design of the wing of an ultralight glider with an extensive use of composite materials. Engineering calculations of the design variants were performed in the first approximation; a verification calculation of the design variant by the finite element method was performed.

The results of the study are showing that:

- To calculate the strength of the structural elements of a wing of large aspect ratio, in the first approximation, it is acceptable to assume the distribution of aerodynamic load along the wing as elliptical.

- The simplified methodology developed for calculating the strength of the structural elements of light aircraft wing made mainly of metal alloys, with small additions, is applicable in the first approximation for light aircraft made of polymer composite materials (PCM).

- Applying of two additional webs to the wing structure, which transfer the shearing load to the hinge attachment nodes of the wing, does not give a significant weight advantage compared to the classic single-spar scheme, where the shearing load is transferred through the side rib.

References

1. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Abramov, Ya. S. The influence of the structural power scheme and the material of the unit on ensuring strength under the condition of a minimum mass / Ya. S. Abramov, S. A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics : Abstracts of the 22nd International Conference, Moscow, November 20-24, 2023. – Moscow: Pero Publishing House, 2023. – p. 6.

3. Ryabtseva, E. O. Analysis of the application of topological optimization for aircraft structures / E. O. Ryabtseva, S. A. Serebryansky // Actual problems of the development of aviation technology and methods of its operation - 2023 : Materials of the XVI All-Russian scientific and practical conference of students and postgraduates dedicated to the celebration of the 100th anniversary of Russian civil aviation, Irkutsk, December 07-08, 2023 of the year. – Irkutsk: Moscow State Technical University of Civil Aviation, 2024. – pp. 79-84.

4. Makarov, V. A. Analysis of design and technological solutions when creating a UAV wing from composite materials / V. A. Makarov, M. V. Maysak, S. A. Serebryansky // Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society : A collection of abstracts of the International scientific and technical Conference dedicated to the 100th anniversary of Russian civil aviation, Moscow, May 18-19, 2023. – Moscow: Publishing House of the N. E. Zhukovsky Academy, 2023. – pp. 134-135.

5. Kuznetsov, D. S. The expediency of using a wing strut on a light multi-purpose aircraft / D. S. Kuznetsov // Gagarin Readings - 2023 : Collection of abstracts of the XLIX International Youth Scientific Conference, Moscow, April 11-14, 2023. – Moscow: Pero Publishing House, 2023. – p. 40.

6. Sagalovich, S. A. Investigation of the influence of aircraft transients in the longitudinal plane on the occurrence of aeroelasticity phenomena / S. A. Sagalovich // Gagarin Readings - 2023 : Collection of abstracts of the XLIX International Youth Scientific Conference, Moscow, April 11-14, 2023. – Moscow: Pero Publishing House, 2023. – pp. 15-16.

7. Resulkulyeva, G. Weight model of the fuselage, wing and tail structure of an aircraft based on regression analysis / G. Resulkulyeva, S. A. Serebryansky // Management of large-scale systems development (MLSD'2022) : Proceedings of the Fifteenth International Conference, Moscow, September 26-28, 2022 / Under the general editorship of S.N. Vasilyev, A.D. Tsvirkun. – Moscow: V.A. Trapeznikov Institute of Management Problems of the Russian Academy of Sciences, 2022. – pp. 918-924. – DOI 10.25728/mlsd.2022.0918.

Использование продольного секционирования для повышения устойчивости подъемного комплекса судна на воздушной подушке с гибкими скегами

Пеплин Ф.С.

Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»,
г. Нижний Новгород, Россия

Одной из актуальных проблем проектирования судов на воздушной подушке (СВП) амфибийного и баллонетного (с гибкими скегами) типов является задача снижения выраженности вертикальных автоколебаний системы «центр тяжести — гибкое ограждение — зона повышенного давления». Аналог данного явления возникает и при движении судов с жесткими скегами и называется «движением по булыжной мостовой» (cobblestone effect).

В работах [1] и [2] показано, что при проектировании СВП с гибким ограждением баллонетного типа по прототипу, путем моделирования по числу Фруда, декременты вертикальных колебаний природы будут выше, чем модели. Для обеспечения устойчивости больших СВП требуется увеличение расхода воздуха в ВП в большей мере, нежели это диктуется законами масштабирования. Данная мера является крайне нежелательной.

В данном докладе продемонстрирован и обоснован иной способ обеспечения устойчивости СВП с гибкими скегами, который состоит в создании дополнительных

продольных секций воздушной подушки с целью снижения эффективного давления, действующего на гибкое ограждение.

Анализ устойчивости основан на использовании математической модели, включающей в себя уравнения баланса воздуха в секциях воздушной подушки, упрощенное представление оболочки в виде жесткого стержня, шарнирно прикрепленного к корпусу судна, а также уравнение для вертикального движения центра тяжести судна.

На основании анализа устойчивости построенной математической модели можно сделать вывод о том, что введение дополнительных продольных секций и баллонетов позволяет существенно (в два раза и более) снизить декремент, что приводит к обеспечению устойчивости вертикальных колебаний судов при увеличении водоизмещения.

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект № 23-79-01099).

Литература

1. Shabarov V., Peplin F., Kalyasov P., Shaposhnikov V. Analytical and numerical investigation of the lift system stability of the air cushion vehicle fitted with closed inflated side seals //Applied Ocean Research. – 2022. – Т. 120. – С. 103045.

2. Шабаров В. В., Пеплин Ф. С. Условия устойчивости несущего комплекса судна на воздушной подушке с гибкими скегами //Вестник Инженерной школы Дальневосточного федерального университета. – 2019. – №. 2 (39). – С. 39-48.

Using longitudinal sectioning to improve the stability of a lifting system of an air cushion vehicle fitted with inflated side seals

Peplin F.S.

HSE University, Nizhny Novgorod, Russia

One of the urgent problems in the design of air cushion vehicles (both classical and the ones fitted with inflated side seals) is the task of reducing the severity of vertical oscillations of the “center of gravity - skirt - high pressure zone” system. An analogue of this phenomenon also occurs during the motion of surface effect ships and is called “cobblestone effect”.

In papers [1] and [2] it is shown that when designing a hovercraft with a flexible inflated seals from a prototype, by modeling according to the Froude number, the decrements of vertical oscillations of ship will be higher than of the model. To ensure the stability of large hovercrafts, it is necessary to increase the air flow rate into the air cushion to a greater extent than is dictated by the scaling laws. This measure is extremely undesirable.

This report demonstrates and justifies another way to ensure the stability of a hovercraft with inflated side seals, which consists of creating additional longitudinal sections of the air cushion in order to reduce the effective pressure acting on the side seals.

Stability analysis is based on the use of a mathematical model that includes air balance equations in air cushion sections, a simplified representation of the shell in the form of a rigid rod hinged to the ship's hull, and an equation for the vertical movement of the ship's center of gravity.

Based on the analysis of the stability of the constructed mathematical model, we can conclude that the introduction of additional longitudinal sections and ballonets makes it

possible to significantly (by a factor of two or more) reduce the decrement, which leads to ensuring the stability of vertical oscillations of ships with increased displacement.

This work was supported by the Russian Science Foundation (project № 23-79-01099).

References

1. Shabarov V., Peplin F., Kalyasov P., Shaposhnikov V. Analytical and numerical investigation of the lift system stability of the air cushion vehicle fitted with closed inflated side seals //Applied Ocean Research. – 2022. – Т. 120. – С. 103045.

2. Shabarov V., Peplin F. S. Stability conditions for the lifting system of an air cushion vehicle with inflated side seals //Bulletin of the Engineering school of the Far-Eastern Federal University. – 2019. – №. 2 (39). – Pp. 39-48.

Вариативные исполнения фланцевых соединений в герметичных конструкциях авиационной техники

Колесник О.А., Босак Д.Б., Миронова Л.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Фланцевые соединения с плоскими уплотнительными прокладками широко используются в авиационной технике, где их герметичность зачастую определяет нормальные условия полета изделия. Их привлекательность заключается в высоких эксплуатационных характеристиках и широком спектре технических возможностей, а также в низкой стоимости и простоте монтажа. В основу конструкции соединения положен принцип минимизации массы при обеспечении прочности элементов конструкции и герметичности уплотнения в процессе эксплуатации.

Прочность и ресурс фланцевых соединений преимущественно обеспечивается надежностью изоляции рабочей среды и степенью герметичности элементов конструкции в целом. Изоляция рабочей среды достигается применением уплотнительных элементов, выполненных в виде уплотнения или уплотнительных устройств.

Применение фланцевых соединений в первую очередь обосновано рядом причин, к которым относятся:

-невозможность размещения на изделии технологического оборудования для сварки или пайки;

-необходимость соединения труб из разнородных материалов:

-обеспечение ремонтпригодности пневмогидросистем при переборках узлов, поскольку они являются разъемными.

Требуемая плотность фланцевых соединений обеспечивается, прежде всего, упругопластическим контактом контактирующих поверхностей фланцев с поверхностями уплотнительных элементов. Здесь весьма важными вопросами являются выбор геометрической формы уплотнения и его материала [1, 2].

Для определения конструктивных свойств профилированных металлических уплотнений, к числу которых относятся жесткость, устойчивость и работоспособность конструкции, в теоретическом аспекте не малый интерес представляют задача о

распределении напряжений на контуре отверстия, расположенного в неограниченной плоскости [5] и задача о действии нормальной сосредоточенной силы на границу упругой полуплоскости [6, 7]. Данный класс задач позволяет найти решения в рамках плоской теории упругости.

Литература

1. Колесник О.А., Босак Д.Б., Миронова Л.И. К расчету контактных характеристик во фланцевых соединениях с металлическими уплотнениями. Труды XXIX Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. МАИ, 2023. С. 124-125.
2. Босак Д.Б., Колесник О.А., Миронова Л.И. К вопросу о прочности фланцевых соединений с металлическими уплотнениями в конструкциях авиационной техники. Материалы XXIII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам. М.: Изд-во МАИ, 2023. С. 187.
3. Огар П.М. Контактные характеристики и герметичность неподвижных стыков пневмогидротопливных систем двигателей летательных аппаратов. Автореферат дисс. на соиск. уч. степ. д.т.н. Самара, 1997.
4. Бойков А.А. Контактное взаимодействие металлических профилированных уплотнений с сопрягаемыми поверхностями фланцев в соединениях трубопроводов. Автореферат дисс. на соиск. уч. степ. к.т.н. Москва, 2022.
5. Хилл Р. Математическая теория пластичности. – М.: Гостехиздат, 1956. – 407 с.
6. Штаерман И.Я. Контактная задача теории упругости. М.-Л.: Гостехиздат, 1949.
7. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

Variable designs of flange connections in hermetically sealed aircraft structures

Kolesnik O.A., Bosak D.B., Mironova L.I.
MAI, Moscow, Russia

Flange connections with flat gaskets are widely used in aeronautical applications, where their tightness often determines the normal flight conditions of the product. Their appeal lies in their high performance characteristics and a wide range of technical possibilities, as well as in their low cost and ease of installation. The connection design is based on the principle of minimising weight while ensuring the strength of the structural elements and the tightness of the seal during operation.

The durability and service life of flanged connections are mainly ensured by the reliability of the isolation of the working fluid and the tightness of the components as a whole. Isolation of the working fluid is achieved by the use of sealing elements in the form of gaskets or sealing devices.

The use of flanged connections is primarily justified for a number of reasons, including:

- Inability to place welding or brazing equipment on the product;

-The need to join tubing of dissimilar materials:
-reparability of pneumohydraulic systems during reassembly of assemblies, as they are removable.

The required tightness of flange connections is ensured, first of all, by the elastic-plastic contact of the flange contact surfaces with the surfaces of the sealing elements. The selection of the geometric shape of the seal and its material are very important issues here [1, 2].

To determine the structural properties of profiled metal seals, which include stiffness, stability, and serviceability of the structure, the problems of theoretical interest are the problem of stress distribution on the contour of a hole located in a non-faceted plane [5] and the problem of the action of a normal concentrated force on the boundary of an elastic half-plane [6,7]. This class of problems allows us to find solutions in the framework of the plane theory of elasticity.

References

1. Kolesnik O.A., Bosak D.B., Mironova L.I. To calculation of contact characteristics in flange joints with metal seals. Proceedings of XXIX International Symposium "Dynamic and Technological Problems of Mechanics of Structures and Continuous Media" named after A.G. Gorshkov. MAI, 2023. C. 124-125.

2. Bosak D.B., Kolesnik O.A., Mironova L.I. To the question of strength of flange connections with metal seals in the structures of aviation equipment. Materials of XXIII International Conference on Computational Mechanics and Modern Applied Programme Systems. Moscow: Izd-vo MAI, 2023. C. 187.

3. Ogar P.M. Contact characteristics and tightness of fixed joints of pneumohydrofuel systems of aircraft engines. Author's abstract of the dissertation for the degree of Doctor of Technical Sciences, Samara, 1997.

4. Boikov A.A. Contact interaction of metal profiled seals with mating surfaces of flanges in pipeline joints. Author's abstract of the dissertation for the degree of Candidate of Technical Sciences Moscow, 2022.

5. Hill R. Mathematical Theory of Plasticity. - Moscow: Gostekhizdat, 1956. - 407 с.

6. Staermann I.Ya. Contact problem of elasticity theory. M.-L.: Gostekhizdat, 1949.

7. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

Дискретная модель расчетных исследований для задач определения параметров звукового удара

Лебедев А.О., Серебрянский С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В докладе представлен подход к созданию дискретной модели вычислительного исследования для задач определения параметров звукового удара [1, 2].

Решением данной задачи могут стать специально подготовленные структурированные сетки, отображающие структуру сверхзвукового течения. В данной работе мы применяем подход и приводим результаты для случая упрощенных форм

фюзеляжа и крыла [3, 4]. Далее приводится приложение для случая реальной геометрии экспериментального сверхзвукового самолета.

Целью данной работы является создание дискретной модели, позволяющей получать распределения давления в ближней и средней зонах звукового удара. При этом средняя зона составляет расстояние в несколько десятков длин самолета.

Задачи - обеспечение множественных расчетов с малыми вычислительными затратами и возможность использования дискретной модели с другими моделями и методами, перенос результатов для расчета дальней зоны звукового удара [5, 6, 7].

Объектом исследования является корпус фюзеляжа [8] с крылом упрощенной формы, предметом — половина модели с условием симметрии в вертикальной плоскости, геометрическая модель параметризована и предусмотрено автоматическое построение при изменении геометрических параметров.

Построена расчетная сетка блочно-структурированного типа, где поверхности сетки направлены вдоль конуса Маха. Далее в автоматическом генераторе сеток построена неструктурированная расчетная сетка таким образом, чтобы количество ячеек сетки было примерно таким же, как в первом случае.

В случае подготовленной сетки со свойствами, соответствующими структуре течения, и при тех же затратах времени и вычислительной мощности можно рассчитать течение в ближней зоне и получить типичное распределение давления в звуковом ударе на расстоянии десятков длин самолета.

Данный способ построения расчетной сетки был использован нами для расчета экспериментальной модели сверхзвукового самолета. Результаты получены на расчетной сетке из небольшого количества ячеек для данного типа задач.

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Сагалович, С. А. Исследование параметров полета летательного аппарата методами машинного обучения / С. А. Сагалович, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 29-32.

3. Определение вероятности возникновения факторов риска и их влияние на безопасность полетов / А. А. Данилевский, С. А. Серебрянский, С. М. Прихошко, А. Н. Гончар // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 сентября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 147-150.

4. Ариффуллин, Р. Х. Методика оптимизации аэродинамической компоновки скоростного пассажирского самолёта по критерию снижения уровня звукового удара / Р. Х. Ариффуллин, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 17-20. – EDN UYMPXL

5. Тюшина, М. А. Оптимизация компоновки сверхзвукового делового самолета для снижения звукового удара / М. А. Тюшина, А. В. Тюшин, Р. М. Сафин //

Инженерный журнал: наука и инновации. – 2022. – № 4(124). – DOI 10.18698/2308-6033-2022-4-2170. – EDN VUZRWG.

6. Тюшин, А. В. Исследование методов снижения звукового удара сверхзвукового делового самолёта / А. В. Тюшин, М. А. Тюшина, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 71-72. – EDN PPJQUX.

7. Тюшин, А. В. Оценка влияния мер по снижению звукового удара сверхзвукового делового самолёта, связанных с компоновочной группой крыла, на его характеристики / А. В. Тюшин, М. А. Тюшина // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 51-52. – EDN URUTLP.

8. Феоктистова, М. А. Расчёт оптимальных геометрических параметров НЧФ сверхзвукового делового самолёта типовой размерности с учётом проектных ограничений / М. А. Феоктистова // XLVII Гагаринские чтения 2021 : Сборник тезисов работ XLVII Международной молодёжной научной конференции, Москва, 20–23 апреля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 70. – EDN DNGPBG.

Discrete model of computational research for the problems of determining the parameters of the sonic boom

Lebedev A.O., Serebryanskiy S.A.
MAI, Moscow, Russia

Report presents approach for creating discrete model of computational research for the problems of determining the parameters of the sonic boom [1, 2].

Solution to this problem could be specially prepared structured meshes that display the structure of supersonic flow [3, 4]. In this work, we apply approach and present results for the case of simplified fuselage and wing shapes. Further, we present application for the case of the real geometry of an experimental supersonic aircraft.

The purpose of this work is to create a discrete model that allows obtaining distributions of pressure in the near and middle regions of a sonic boom. Here the middle region is a distance of several tens of aircraft lengths.

Tasks are providing multiple calculations with low computational costs and the possibility of using a discrete model with other models and methods, transferring results to calculate the far field of a sonic boom [5, 6, 7].

The body of the fuselage with a wing of a simplified shape is object of research, the subject is a half of the model with the condition of symmetry in the vertical plane, the geometric model is parameterized and automatic construction is provided when the geometric parameters change [8].

We constructed a computational grid of a block-structured type where the grid surfaces are directed along the Mach cone. Further, we constructed an unstructured computational grid in automatic grid generator so that the number of grid cells was approximately the same as in the first case.

In the case of a prepared mesh with properties corresponding to the flow structure and with the same expenditure of time and computing power, it is possible to calculate the flow in the near field and obtain a typical pressure distribution in a sonic boom at a distance of tens of aircraft lengths.

We used this method of constructing a computational grid to calculate an experimental model of a supersonic aircraft. The results were obtained on a computational grid of a small number of cells for this type of problem.

References

1. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryanskii, D. Yu. Strelets [and others]. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

2. Sagalovich, S. A. Study of aircraft flight parameters using machine learning methods / S. A. Sagalovich, S. A. Serebryansky // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 - March 2023. - Moscow: Pero Publishing House, 2023. - Pp. 29-32.

3. Determining the probability of risk factors and their impact on flight safety / A. A. Danilevsky, S. A. Serebryansky, S. M. Prikhoshko, A. N. Gonchar // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 - September 3, 2023. - Moscow: Pero Publishing House, 2023. - Pp. 147-150.

4. Arifullin, R. Kh. Methodology for optimizing the aerodynamic configuration of a high-speed passenger aircraft based on the criterion of reducing the sonic boom level / R. Kh. Arifullin, S. A. Serebryansky // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 – March 03, 2023. - Moscow: Pero Publishing House, 2023. - P. 17-20. - EDN UYMPXL

5. Tyushina, M. A. Optimization of the layout of a supersonic business aircraft to reduce sonic boom / M. A. Tyushina, A. V. Tyushin, R. M. Safin // Engineering Journal: Science and Innovations., 2022. – № 4(124). – DOI 10.18698/2308-6033-2022-4-2170. – EDN VUZRWG.

6. Tyushin, A. V. Study of methods for reducing the sonic boom of a supersonic business aircraft / A. V. Tyushin, M. A. Tyushina, S. A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference, Moscow, November 22–26, 2021. – Moscow: Pero Publishing House, 2021. – P. 71-72. – EDN PPJQUX.

7. Tyushin, A. V. Evaluation of the impact of measures to reduce the sonic boom of a supersonic business aircraft associated with the wing layout group on its characteristics / A. V. Tyushin, M. A. Tyushina // Gagarin Readings - 2022: Collection of abstracts of the XLVIII International Youth Scientific Conference, Moscow, April 12–15, 2022. – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – P. 51-52. – EDN URUTLP.

8. Feoktistova, M. A. Calculation of the optimal geometric parameters of the low-frequency function of a supersonic business aircraft of standard dimensions, taking into account the design constraints / M. A. Feoktistova // XLVII Gagarin Readings 2021: Collection of abstracts of the XLVII International Youth Scientific Conference, Moscow, April 20-23, 2021. – Moscow: Pero Publishing House, 2021. – P. 70. – EDN DNGPBG.

Весовая оптимизация административного самолета

Мелконян Р.В.¹, Серебрянский С.А.², Арутюнов А.Г.³

¹ООО «АУРУС-АЭРО», г. Москва, Россия

²МАИ, г. Москва, Россия

³ООО «Газпром ТЕХ», г. Санкт-Петербург, Россия

В эпоху научно-технического прогресса, сокращение сроков проектирования без потери качества становится ключевым требованием заказчиков. Длительные сроки проектирования могут привести к тому, что проект устареет еще до его реализации. Для успешного создания нового самолета в условиях ограниченных ресурсов и времени, необходима более высокая степень точности прогнозирования его характеристик при проектировании [1, 2].

Наиболее ответственным этапом создания самолёта является процесс концептуального проектирования, который включает в себя техническое предложение, аванпроект и эскизный проект. На этом этапе принимается до 80 % основных проектных решений (технических и организационных), хотя он занимает всего лишь 20–25 % времени от всей работы и требует не более 5–10 % средств. Судьба проекта часто зависит от правильности решений, принятых на ранних этапах проектирования. Нерациональные решения, допущенные на этой стадии, могут привести к большим затратам средств и времени на доработку проекта в процессе рабочего проектирования и изготовления.

Задачи весовых расчётов, весового анализа, весового контроля принято выделять в отдельное направление инженерной деятельности - весовое проектирование [3]. Весовые характеристики самолета являются важнейшим размерным параметром самолета. Это обусловлено тем, что определение массы самолета влечет за собой выбор иных проектных характеристик самолета. Масса также выступает в качестве критерия оценки эффективности спроектированного самолета [4, 5]. Отличие расчетной массы от проектной ведет к ухудшению характеристик самолета и невыполнению требований технического задания.

Разработанная на базе Московского авиационного института Цифровая Платформа Весового Проектирования ЛА (ЦП ВП ЛА) позволила с помощью различных расчетных модулей решать взаимосвязанные задачи весового проектирования [6].

В настоящем докладе представлены результаты исследования рынка, демонстрирующие актуальность разработки административного самолета в современных условиях рынка. Проведен анализ предполагаемой математической модели расчета массы самолета с высокой сходимостью результата [7, 8].

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Определение вероятности возникновения факторов риска и их влияние на безопасность полетов / А. А. Данилевский, С. А. Серебрянский, С. М. Прихошко, А. Н. Гончар // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы

2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 147-150.

3. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Том 1. Москва: «Машиностроение», 1977. 343 с.

4. Кантимиров С.А., Серебрянский С.А. Весовое проектирование летательного аппарата на цифровой платформе в едином информационном пространстве жизненного цикла изделия // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2021) : Труды Четырнадцатой международной конференции, Москва, 27–29 сентября 2021 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2021. – С. 1151-1161.

5. Арутюнов А.Г. Методика определения рационального облика коммерческого тяжелого рампового грузового самолета на этапе концептуального проектирования из условия его прибыльности: Автореф...дис.кан.техн.наук.-М.: 2017. – 25с.

6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619151 Российская Федерация. Цифровой профиль пользователя (Astra) : № 2023618358 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 04.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт».

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619415 Российская Федерация. Сервис расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА (Astra) : № 2023618359 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 11.05.2023 / С. А. Серебрянский, Ю. Н. Тихтей ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт».

8. Феоктистова, М. А. Расчёт оптимальных геометрических параметров НЧФ сверхзвукового делового самолёта типовой размерности с учётом проектных ограничений / М. А. Феоктистова // XLVII Гагаринские чтения 2021 : Сборник тезисов работ XLVII Международной молодёжной научной конференции, Москва, 20–23 апреля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 70. – EDN DNGPBG.

Weight optimization of a business jet

Melkonyan R.V.¹, Serebryansky S.A.², Arutyunov A.G.³

¹Limited Liability Company «AURUS-AERO»

²Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

³Limited Liability Company «Gazprom TECH»

In the era of scientific and technological progress, shortening the design time without loss of quality is becoming a key requirement of customers. Long design periods can lead to the fact that the project will become outdated even before its implementation. For the successful creation of a new aircraft in conditions of limited resources and time, a higher degree of accuracy in predicting its characteristics during design is necessary [1, 2].

The most important stage in the creation of an aircraft is the conceptual design process, which includes a technical proposal, an advance design and a draft design. At this stage, up to 80% of the main design decisions (technical and organizational) are made, although it takes only 20-25% of the time of the entire work and requires no more than 5-10% of the funds. The fate of a project often depends on the correctness of decisions made at the

early stages of design. Irrational decisions made at this stage can lead to high costs and time spent on finalizing the project during the process of working design and manufacture.

The tasks of weight calculations, weight analysis, and weight control are usually allocated to a separate area of engineering activity - weight design [3]. The weight characteristics of the aircraft are the most important dimensional parameter of the aircraft. This is due to the fact that the determination of the mass of the aircraft entails the choice of other design characteristics of the aircraft [4, 5]. Weight also acts as a criterion for evaluating the effectiveness of the designed aircraft. The difference between the calculated mass and the design mass leads to a deterioration in the characteristics of the aircraft and non-compliance with the requirements of the technical specification.

The Digital Aircraft Weight Design Platform developed on the basis of the Moscow Aviation Institute made it possible to solve interrelated weight design tasks using various calculation modules [6].

This report presents the results of market research demonstrating the relevance of the development of an administrative aircraft in modern market conditions. An analysis of the proposed mathematical model for calculating the mass of an aircraft with high convergence of the result is carried out [7, 8].

References

1. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryanskii, D. Yu. Strelets [and others]. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

2. Determining the probability of risk factors and their impact on flight safety / A. A. Danilevsky, S. A. Serebryansky, S. M. Prikhoshko, A. N. Gonchar // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 - September 3, 2023. - Moscow: Pero Publishing House, 2023. - Pp. 147-150.

3. Sheinin V.M., Kozlovsky V.I. Weight Design and Efficiency of Passenger Airplanes. Volume 1. Moscow: "Mashinostroenie", 1977. p. 343

4. Kantimirov S.A., Serebryansky S.A. Weight design of an aircraft on a digital platform in the unified information space of the product life cycle // Management of Large-Scale Systems Development (MLSD'2021): Proceedings of the Fourteenth International Conference, Moscow, September 27-29, 2021 Trapeznikov Institute of Management Problems. V.A. Trapeznikov RAS, 2021. - pp. 1151-1161.

5. Arutyunov A.G. Methodology for determining the rational appearance of commercial heavy ramp cargo airplane at the stage of conceptual design from the condition of its profitability: Author's abstract...dis Phd.-M.: 2017. – 25 p.

6. Certificate of state registration of computer program No. 2023619151 Russian Federation. Digital user profile (Astra): No. 2023618358: declared 27.04.2023: published 04.05.2023 / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute".

7. Certificate of state registration of computer program No. 2023619415 Russian Federation. Service for calculating the MHI and CD of an empty equipped aircraft (Astra): No. 2023618359: declared 27.04.2023: published 11.05.2023 / S. A. Serebryansky, Yu. N.

Tikhthey; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute".

8. Feoktistova, M. A. Calculation of optimal geometric parameters of the low-frequency component of a supersonic business aircraft of standard dimensions taking into account design constraints / M. A. Feoktistova // XLVII Gagarin Readings 2021: Collection of abstracts of the XLVII International Youth Scientific Conference, Moscow, April 20–23, 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - P. 70. - EDN DNGPBG.

Сравнительный анализ методик предварительного проектирования лонжерона крыла из композиционных материалов

Колениченко Г., Попов Ю.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа посвящена оценке и анализу результатов различных методик проектировочных расчетов конструкций силовых элементов планера самолета [1, 2, 3] (в частности – лонжерона крыла) из композитных материалов по различным методикам, оценке результатов по критериям прочности и применимости для различных конструктивно-силовых схем силовых элементов [4, 5].

Основные задачи:

- Поиск и анализ существующих методик проектирования;
- Проведение проектировочного расчета силовых элементов на основе выбранных методик;
- Сравнительный анализ полученных результатов по весовым критериям;
- Разработка и проведение расчета КЭМ силового элемента;
- Валидация модели и результатов расчетов на основе результатов рассмотренных методик;

Минимальная масса конструкции силовых элементов планера самолета с одновременным обеспечением достаточной прочности является одним из основных критериев, определяющих совершенство выбранного конструктивно-технологического решения. Реализация этого критерия во многом зависит от правильного выбора расчетной методики при предварительном проектировании силового элемента. Оценка результатов анализа различных методов проектирования [6, 7, 8].

Важнейшим критерием эффективности спроектированной авиационной конструкции является весовая отдача. В зависимости от выбранной методики и КТР проектируемого элемента, возможно использование методик различной глубины и точности, но при этом необходимо понимать, как выбор методики отразится на весовой эффективности и точности расчета.

В работе предлагаются аналитические выводы на основе практически проведенных проектировочных расчетов по различным методикам, а также валидация полученной комплексной расчетной методики при помощи конечно-элементной модели [9].

Объектом исследования являются силовые элементы планера самолета различных конструктивно-силовых схем, в частности – лонжерон крыла, материалом для которых служат композиционные материалы.

Предметом исследования является процесс предварительного проектирования лонжерона крыла из композиционных материалов с целью оптимизации его геометрических параметров, конструкции и характеристик, а также выбора рациональной методики проектирования [10].

В работе приводятся результаты расчетов по различным методикам проектирования для выбранных конструктивно силовых схем, их сравнительный анализ по критериям прочности и выводы по применимости тех или иных методик для определенных конструктивно-силовых схем.

Работа предполагает анализ и сопоставление различных подходов к проектированию силовых элементов с целью выявления наиболее эффективных и оптимальных методик. Результаты этой работы могут быть ценны для практиков в области авиации и аэрокосмической промышленности, позволяя разработать более прочные, легкие и экономически эффективные конструкции летательных аппаратов из композитных материалов при определенных принятых КТР. Данное исследование углубит понимание принципов проектирования силовых элементов конструкции ЛА из КМ, внесет вклад в развитие авиационной отрасли, способствует развитию новых технологий и повышению безопасности полетов.

Литература

1. «Проектирование и изготовление узлов и деталей планера самолёта из композиционных материалов» // Ю.И. Попов, В.И. Резниченко // учебное пособие // МАИ // 1994г.
2. Васильев В.В. // Механика конструкций из КМ // учебное пособие // Москва «Машиностроение» // 1988 г.
3. Ларионова А.А., Дудченко А.А., Сергеев В.Н. // Проектирование узлов механических композитно-металлических соединений // Труды МАИ. Выпуск № 90 // 2016 г.
4. Ю. И. Димитриенко, А. П. Соколов // Метод конечных элементов для решения локальных задач механики композиционных материалов // Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана // 2010
5. AIRBUS Operations S.A.S // Experience and lessons learned of a Composite Aircraft // ICAS 2016
6. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники // А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
7. Попов, Ю. И. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю. И. Попов, С. А. Серебрянский, М. В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39. – EDN PJOIAQ.
8. Mitsubishi Heavy Industries // Composite Application Challenge in Primary Aircraft Structures // ICAS Workshop 2011
9. С.П. Савин // Применение современных полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолетов семейства МС-21// Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т. 14, №4(2) // 2012.
10. Рыжов С.А., Ильин К.А., Тропкин С.Н., Нуштаев Д.В. Бородин А.К. и др. // «SIMULIA Abaqus. Начало работы» // Учебное пособие // ООО «ТЕСИС» // 2024

Comparative analysis of the methods of preliminary design of a wing spar made of composite materials

Kolenichenko G., Popov Yu.I.
MAI, Moscow, Russia

The work is devoted to the analysis of the results of various methods of design calculations of the structures of the power elements of the airframe [1, 2, 3] (in particular, the wing spar) made of composite materials according to various methods, evaluating the results according to the criteria of strength and applicability for various structural and power schemes of power elements [4, 5].

Main tasks:

- Search and analysis of existing design techniques;
- Carrying out the design calculation of power elements based on selected techniques;
- Comparative analysis of the results obtained by weight criteria;
- Development and calculation of the CAM of the power element;
- Validation of the model and calculation results based on the results of the considered techniques;

The minimum weight of the structure of the power elements of the airframe, while ensuring sufficient strength, is one of the main criteria determining the perfection of the chosen design and technological solution. The implementation of this criterion largely depends on the correct choice of the calculation method during the preliminary design of the power element. Evaluation of the results of the analysis of various design methods [6, 7, 8].

The most important criterion for the effectiveness of the designed aircraft structure is the weight return. Depending on the chosen methodology and the CT of the designed element, it is possible to use techniques of varying depth and accuracy, but it is necessary to understand how the choice of methodology will affect the weight efficiency and accuracy of the calculation.

The paper offers analytical conclusions based on practically carried out design calculations using various methods, as well as validation of the obtained complex calculation methodology using a finite element model [9].

The object of the study is the power elements of the airframe of various structural and power schemes, in particular, the wing spar, the material for which is composite materials.

The subject of the study is the process of preliminary design of a wing spar made of composite materials in order to optimize its geometric parameters, design and characteristics, as well as the choice of a rational design methodology [10].

The paper presents the results of calculations using various design methods for selected structurally power circuits, their comparative analysis by strength criteria and conclusions on the applicability of certain techniques for certain structurally power circuits.

The work involves the analysis and comparison of various approaches to the design of power elements in order to identify the most effective and optimal techniques. The results of this work can be valuable for practitioners in the field of aviation and aerospace industry, allowing the development of more durable, lightweight and cost-effective aircraft structures made of composite materials under certain accepted technical specifications. This study will deepen the understanding of the principles of designing the power elements of the aircraft

structure from KM, contribute to the development of the aviation industry, contribute to the development of new technologies and improve flight safety.

References

1. "Design and manufacture of airframe assemblies and parts from composite materials" // Yu.I. Popov, V.I. Reznichenko // textbook // MAI // 1994.
2. Vasiliev V.V. // Mechanics of structures from KM // textbook // Moscow "Mashinostroenie" // 1988
3. Larionova A.A., Dudchenko A.A., Sergeev V.N. // Designing units of mechanical composite-metal compounds // Proceedings of MAI. Issue No. 90 // 2016
4. Yu. I. Dimitrienko, A. P. Sokolov // Finite element method for solving local problems of mechanics of composite materials // Publishing House of Bauman Moscow State Technical University // 2010
5. AIRBUS Operations S.A.S // Experience and lessons learned of a Composite Aircraft // ICAS 2016
6. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology // A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
7. Popov, Yu. I. On the issue of ensuring the operational survivability of the airframe structure / Yu. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maysak // Handbook. Engineering Magazine. – 2019. – № 12(273). – Pp. 32-39. – EDN PJOIAQ.
8. Mitsubishi Heavy Industries // Composite Application Challenge in Primary Aircraft Structures // ICAS Workshop 2011
9. S.P. Savin // Application of modern polymer composite materials in the airframe design of aircraft of the ms-21 family // Izvestiya Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, vol. 14, №4(2) // 2012.
10. Ryzhov S.A., Ilyin K.A., Tropkin S.N., Nushtaev D.V. Borodin A.K. et al. // "SIMULIA Abaqus. Getting started" // Tutorial // LLC "TESIS" // 2024

Расчет массы гибридной силовой установки на основе электрических и поршневых двигателей для легких самолетов

Арбузов И.В., Борисов Д.А., Равикович Ю.А., Сычёв А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В докладе представлен метод расчета массы гибридной силовой установкой (ГСУ) легкого самолета на базе поршневого и электрического двигателей. Приводятся статистические данные самолётов с разными типами силовых установок на основе которых в первом приближении определяется относительная масса ГСУ, а также представлена математическая модель расчета массы ГСУ во втором и последующих итерациях при формировании облика легкого самолета. Приведены результаты теоретических и экспериментальных работ по разработке стенда ГСУ параллельной схемы на базе поршневого двигателя РМЗ-500 мощностью 36 кВт и самодельного синхронного бесколлекторного электродвигателя мощностью 12 кВт.

Результаты исследований показали, что:

- возможность существования ГСУ ограничивается энергетическими возможностями современных аккумуляторных батарей [1];
- существенное влияние на массу силовой установки оказывает степень ее гибридизации;
- результаты теоретических и экспериментальных исследований имеют достаточно хорошую сходимость [2];
- математическая модель расчета массы ГСУ должна учитывать режимы работы (этапы полета самолета) каждого типа двигателя, входящего в ее состав;
- выбор оптимального значения степени гибридизации позволяет получить наилучшие характеристики силовой установки и летательного аппарата в целом;
- при разработке авиационных ГСУ параллельной схемы необходимо учитывать синхронизацию работы поршневого и электрического двигателя [3-5].

Разработка стенда ГСУ и экспериментальные исследования проводились в лаборатории МАИ.

Таким образом, в задачах формирования облика легкого самолета с ГСУ по предложенной методике можно определить массу его силовой установки в первом и последующих приближениях.

Литература

1. Сычёв А.В., Арбузов И.В., Равикович Ю.А. Метод расчёта в первом приближении взлётной массы лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024.
2. Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Борисов Д.А. Стендовые испытания электрической винтомоторной группы как первый этап в создании гибридной силовой установки. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023; 22(3): с. 99-107.

3. Сычёв А.В., Балясный К.В., Равикович Ю.А. Синхронизация работы поршневого и электрического двигателя в авиационной гибридной силовой установке параллельной схемы. Вестник УГАТУ, Уфа. Том 27 № 3 (101), 2023.

4. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

5. Arbuzov, I. V. Forming the technical concept of aircraft power systems of the perspective aircraft taking into account the outside mechanical impacts / I. V. Arbuzov, S. A. Serebryanskii, D. Y. Strelets // 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, ICMAE 2019 : 10, Brussels, 22–25 июля 2019 года. – Brussels, 2019. – P. 85-88. – DOI 10.1109/ICMAE.2019.8880969. – EDN VIFPUR.

Calculation of the mass of a hybrid power plant based on electric and piston engines for light aircraft

Arbuzov I.V., Borisov D.A., Ravikovich Yu.A., Sychev A.V.
MAI, Moscow, Russia

The report presents a method for calculating the mass of a hybrid powerplant (HSU) of a light aircraft based on reciprocating and electric engines. Statistical data of aircraft with different types of power plants are presented, on the basis of which the relative mass of the HSU is determined in the first approximation, and a mathematical model for calculating the mass of the HSU in the second and subsequent iterations is presented when forming the appearance of a light aircraft. The results of theoretical and experimental work on the development of a parallel circuit control system stand based on a 36 kW PM3-500 piston engine and a self-made synchronous brushless electric motor with a power of 12 kW are presented.

The results of the research showed that:

- the possibility of the existence of a HSU is limited by the energy capabilities of modern batteries [1];
- the degree of its hybridization has a significant effect on the weight of the power plant;
- The results of theoretical and experimental studies have a fairly good convergence [2];
- the mathematical model for calculating the mass of the HSU should take into account the operating modes (flight stages of the aircraft) of each type of engine included in its composition;
- choosing the optimal value of the degree of hybridization allows you to obtain the best characteristics of the power plant and the aircraft as a whole;
- when developing aviation HSU of a parallel circuit, it is necessary to take into account the synchronization of the operation of the piston and electric motors [3-5].

The development of the HSU stand and experimental research were carried out in the MAI laboratory.

Thus, in the tasks of shaping the appearance of a light aircraft with a HSU, according to the proposed methodology, it is possible to determine the mass of its power plant in the first and subsequent approximations.

References

1. Sychev A.V., Arbuzov I.V., Ravikovich Yu.A. Calculation method in the first approximation of the take-off weight of a light aircraft with a hybrid powerplant. Bulletin of Samara University. Aerospace engineering, technology and mechanical engineering. 2024.
2. Sychev A.V., Ravikovich Yu.A., Borisov D.A. Bench tests of an electric propeller group as the first stage in the creation of a hybrid power plant. Bulletin of Samara University. Aerospace engineering, technology and mechanical engineering. 2023; 22(3): pp. 99-107.
3. Sychev A.V., Balyasny K.V., Ravikovich Yu.A. Synchronization of piston and electric engine operation in an aircraft hybrid power plant of a parallel circuit. UGATU Bulletin, Ufa. Volume 27 No. 3 (101), 2023.
4. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology // A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
5. Arbuzov, I. V. Forming the technical concept of aircraft power systems of the perspective aircraft taking into account the outside mechanical impacts / I. V. Arbuzov, S. A. Serebryanskii, D. Y. Strelets // 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, ICMAE 2019 : 10, Brussels, 22–25 июля 2019 года. – Brussels, 2019. – P. 85-88. – DOI 10.1109/ICMAE.2019.8880969. – EDN VIFPUR.

Анализ влияния девиантных транспортных средств на основные характеристики транспортных потоков методом компьютерного моделирования

Быков Н.В., Кульметьева В.А.

Российский университет транспорта (ПУТ-МИИТ), г. Москва, Россия

Внедрение в транспортные потоки беспилотных автомобильных транспортных средств может сопровождаться ростом числа ситуаций, в которых такие средства отклоняются от требуемых траекторий или алгоритмов управления. Транспортное средство, поведение которого отличается от поведения транспортных средств основного потока назовем девиантным. В докладе рассмотрено влияние наличия девиантных транспортных средств на основные характеристики автомобильного транспортного потока – пропускную способность и среднюю скорость потока.

Методом исследования является компьютерное моделирование. Гетерогенный транспортный поток, состоящий из беспилотных автомобилей и автомобилей, управляемых человеком, моделируется в рамках подхода клеточных автоматов с использованием модифицированной модели S-NFS [1]. Перестроение между полосами описывается моделью Кукиды [2]. Рассматривается бесконечная дорога с периодическими граничными условиями. Макропараметры системы (плотность потока транспортных средств и средняя скорость) вычисляются и усредняются после выхода системы на установившийся режим.

Рассмотрено три возможных правила поведения девиантных агентов: два правила смены полосы и одно правило торможения [3]. Анализировалось также

количество таких девиантных транспортных средств в потоке (доля от общего числа транспортных средств)

В результате моделирования показано, что девиантные транспортные средства могут влиять на транспортный поток преимущественно в области максимума фундаментальной диаграммы (график зависимости плотности потока от плотности транспортных средств), то есть при средних значениях плотности транспортных средств. В свободном движении или в пробке влияние противодействующего транспортного средства незначительно, независимо от правил его поведения.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ, проект № 24-21-00306.

Литература

1. Kokubo S., Tanimoto J., Hagishima A. A New Cellular Automata Model Including a Decelerating Damping Effect to Reproduce Kerner's Three-Phase Theory, *Phys. A Stat. Mech. its Appl.* 2011, 390, 561–568, doi:10.1016/j.physa.2010.10.027.

2. Kukida S., Tanimoto J., Hagishima A. Analysis of the Influence of Lane Changing on Traffic-Flow Dynamics Based on the Cellular Automaton Model. *Int. J. Mod. Phys. C* 2011, 22, 271–281, doi:10.1142/S012918311101621X.

3. Bykov N.V. Impact of counteracting vehicles on the characteristics of a smart city transport system, arXiv:2203.11769 [physics.soc-ph]

Analysis of the influence of deviant vehicles on the main characteristics of traffic flows using computer simulation

Bykov N.V., Kulmeteva V.A.

Russian University of Transport (RUT-MIIT), Moscow, Russia

The introduction of unmanned vehicles into traffic may lead to an increase in situations where these vehicles deviate from required trajectories or control algorithms. A vehicle whose behavior differs from the main flow will be referred to as deviant. This report analyzes the impact of deviant vehicles on key road traffic flow characteristics - flux and average flow speed.

The research employs computer modeling to simulate a mixed traffic flow of automated and human-driven vehicles using a modified S-NFS model within the cellular automata approach [1]. The changeover between lanes is described by the Kukida model [2], considering an infinite road with periodic boundary conditions. Macro parameters such as traffic density and average speed are calculated and averaged after the system reaches a steady state.

Three possible rules for the behavior of deviant vehicles are considered: two for lane-changing and one for braking [3]. The fraction of deviant vehicles in the total number of vehicles in the flow is also analyzed.

The simulation results demonstrate that deviant vehicles mainly influence traffic flow in the region of the fundamental diagram's maximum, i.e., at average vehicle density. In free-flowing traffic or congestion, the impact of deviant vehicles is negligible, regardless of their behavior rules.

This study was supported by the Russian Science Foundation, project No. 24-21-00306.

References

1. Kokubo S., Tanimoto J., Hagishima A. A New Cellular Automata Model Including a Decelerating Damping Effect to Reproduce Kerner's Three-Phase Theory, *Phys. A Stat. Mech. its Appl.* 2011, 390, 561–568, doi:10.1016/j.physa.2010.10.027.
2. Kukida S., Tanimoto J., Hagishima A. Analysis of the Influence of Lane Changing on Traffic-Flow Dynamics Based on the Cellular Automaton Model. *Int. J. Mod. Phys. C* 2011, 22, 271–281, doi:10.1142/S012918311101621X.
3. Bykov N.V. Impact of counteracting vehicles on the characteristics of a smart city transport system, arXiv:2203.11769 [physics.soc-ph]

Подход к разработке конструкции податливого механизма уборки и выпуска шасси для беспилотного летательного аппарата

Миловидов А.В., Серебрянский С.А., Майсак М.В.
МАИ, Москва, Россия

Значительная часть территории нашей страны относится к так называемым труднодоступным районам. Это Арктическая зона Российской Федерации, районы Сибири и Дальнего Востока. Природно-климатические условия этих районов делают наземное сообщение с ними возможным только в ограниченный период года, а между тем в них сосредоточена значительная часть природных ресурсов страны, разработка которых является стратегической задачей экономики. Реализация планов социально-экономического развития этих территорий невозможна без обеспечения регулярных и надежных грузоперевозок.

Внедрение беспилотных технологий в сферу гражданской авиации позволяет не только снизить стоимость летного часа, при сопоставимых летно-технических характеристиках беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на 30–40%, но и уменьшить зависимость от погодных факторов, а также обеспечить отсутствие риска для жизни членов экипажа, при выполнении работ. Кроме того, БПЛА подходят и для экстренной доставки целевой нагрузки.

Расширение авиационных перевозок сдерживается их высокой стоимостью и недостатком специализированных, по назначению, транспортных воздушных судов.

Развитие современной авиационной техники, конкурентоспособность БПЛА в условиях рынка и сложные условия их эксплуатации в зависимости от назначения [1, 2, 3] обуславливают необходимость совершенствования конструкции деталей, узлов и агрегатов летательного аппарата (ЛА).

В данной работе рассматривается возможность улучшения конструкции шасси БПЛА (применимой и для дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА)) способом замены составных типовых элементов механизмов кинематики шасси на податливые механизмы [4, 5].

Податливые механизмы – это механизмы, передающие движение за счет деформации собственных частей. Такая замена может обеспечить уменьшение количества деталей в сборке и их массы составляющих.

Для разработки таких конструкторских решений применяется множество подходов, упрощающих те или иные этапы проектирования [6, 7]. В данной работе рассматривается метод псевдожесткого тела. В качестве предмета исследования взят

механизм уборки и выпуска шасси. Метод заключается в замене обычных шарниров на конструкционные элементы с малой жесткостью [8].

В качестве объекта исследований выбран беспилотный лёгкий транспортный самолёт.

В данном случае на шасси воздействуют относительно малые нагрузки, возникает необходимость внедрения механизма уборки и выпуска шасси с целью уменьшения взлётного веса и обеспечения простоты конструкции отдельных элементов. Это позволяет проверить состоятельность и возможность реализации концепции использования податливых механизмов.

На начальном этапе выбрана кинематическая схема исследуемого механизма, затем шарниры были заменены на гибкие (податливые) элементы, толщина и длина которых была определена условиями устойчивости и необходимых перемещений. Таким образом, получен первый вариант, который необходимо проверить, создав конечно-элементную модель.

Выявлены основные сложности, возникающие при проектировании и влияющие на конечную работоспособность. Например, изменение жесткости гибких элементов, побочные деформации, взаимное влияние элементов друг на друга, их эксплуатационные свойства [9, 10].

С учетом возникших проблем, идёт работа над новой версией конструкции податливого механизма для уборки и выпуска шасси беспилотного летательного аппарата [11, 12].

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. — Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. — 448 с. — ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Жульева, А. Д. Подход к оценке жизненного цикла выпускаемой продукции предприятий авиационной отрасли в едином информационном пространстве / А. Д. Жульева, А. А. Застровская, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 118-120. – EDN NAOJAP.

3. Данилевский А. А. Определение вероятности возникновения факторов риска и их влияние на безопасность полетов / А. А. Данилевский, С. А. Серебрянский, С. М. Прихошко, А. Н. Гончар // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 147-150. – EDN FGVZQD

4. Миловидов, А. В. Применение податливых механизмов в аэрокосмической отрасли / А. В. Миловидов // Идеи Циолковского в теориях освоения космоса: Материалы 58-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, – Калуга: ИП Стрельцов И.А., 2023. – С. 229-232.

5. Титов, Е. И. К вопросу алгоритма проектирования узлов навески шасси гражданских самолётов / Е. И. Титов, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика: Тезисы 22-ой Международной конференции – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 51-52.

6. Миловидов, А. В. Использование податливых механизмов в конструкции самолета / А. В. Миловидов, С. А. Серебрянский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023 : Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 71-79. – EDN KNTYCH.

7. Титов, Е. И. Оценка необходимости моделирования грубых посадок самолета методом конечных элементов / Е. И. Титов, С. А. Серебрянский // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества : Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации, Москва, 18–19 мая 2023 года. – Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 277-279. – EDN UOICWV.

8. Титов, Е. И. Подход к проектированию конструкции типовых узлов навески основных опор шасси самолёта / Е. И. Титов, С. А. Серебрянский // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2023) : Труды Шестнадцатой международной конференции, Москва, 26–28 сентября 2023 года. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2023. – С. 1100-1106. – DOI 10.25728/mlsd.2023.1100. – EDN OYHUNC.

9. Журавлев, А. А. Исследования коэффициента, учитывающего угол приложения нагрузки для расчёта проушин типа ухо-вилка / А. А. Журавлев // Гагаринские чтения - 2023 : Сборник тезисов докладов XLIX Международной молодежной научной конференции, Москва, 11–14 апреля 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 35. – EDN JIBAOQ.

10. Попов, Ю. И. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю. И. Попов, С. А. Серебрянский, М. В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39.

11. Миловидов, А. В. Проектирование податливого механизма уборки и выпуска шасси для БПЛА / А. В. Миловидов // Гагаринские чтения 2024 : Сборник тезисов докладов 50-ой Международной молодежной научной конференции, Москва, 09–12 апреля 2024 года. – Москва: ООО "Издательство "Перо", 2024. – С. 19-20. – EDN NILSWB.

12. Рябцева, Е. О. Анализ применения топологической оптимизации для авиационных конструкций / Е. О. Рябцева, С. А. Серебрянский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023 : Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 79-84. – EDN EKZWOA.

An approach to the design of a compliant mechanism for cleaning and releasing the landing gear for an unmanned aerial vehicle

Milovidov A.V., Serebryansky S.A., Maysak M.V.
MAI, Moscow, Russia

A significant part of the territory of our country belongs to the so-called hard-to-reach areas. These are the Arctic zone of the Russian Federation, the regions of Siberia and the Far East. The natural and climatic conditions of these areas make terrestrial communication with them possible only in a limited period of the year, and yet they contain a significant part of the country's natural resources, the development of which is a strategic task of the economy. The implementation of plans for the socio-economic development of these territories is impossible without regular and reliable cargo transportation.

The introduction of unmanned technologies in the field of civil aviation allows not only to reduce the cost of flight hours, with comparable flight and technical characteristics of unmanned aerial vehicles (UAVs) by 30-40%, but also to reduce dependence on weather factors, as well as to ensure that there is no risk to the lives of crew members when performing work. In addition, UAVs are also suitable for emergency delivery of the target load.

The expansion of air transportation is constrained by their high cost and the lack of specialized transport aircraft for their intended purpose.

The development of modern aviation technology, the competitiveness of UAVs in market conditions and the difficult conditions of their operation, depending on the purpose [1, 2, 3], necessitate the improvement of the design of parts, assemblies and aggregates of the aircraft.

In this paper, the possibility of improving the design of the UAV chassis (applicable also for remotely piloted aircraft (UAVs)) is considered by replacing the composite typical elements of the chassis kinematics mechanisms with flexible mechanisms [4, 5].

Compliant mechanisms are mechanisms that transmit motion due to the deformation of their own parts. Such a replacement can provide a reduction in the number of parts in the assembly and their mass of components.

To develop such design solutions, many approaches are used that simplify certain design stages [6, 7]. In this paper, the pseudo-rigid body method is considered. The mechanism of cleaning and releasing the chassis is taken as the subject of the study. The method consists in replacing conventional hinges with structural elements with low rigidity [8].

An unmanned light transport aircraft was chosen as the object of research. In this case, the chassis is affected by relatively low loads, it becomes necessary to introduce a mechanism for cleaning and releasing the chassis in order to reduce take-off weight and ensure the simplicity of the design of individual elements. This allows us to check the viability and feasibility of the concept of using flexible mechanisms.

At the initial stage, the kinematic scheme of the mechanism under study was selected, so that the hinges were replaced with flexible (malleable) elements, the thickness and length of which were determined by the conditions of stability and necessary movements. Thus, the first variant has been obtained, which must be verified by creating a finite element model.

The main difficulties arising in the design and affecting the final performance are identified. For example, changes in the stiffness of flexible elements, lateral deformations, the mutual influence of elements on each other, their operational properties [9, 10].

Taking into account the problems that have arisen, work is underway on a new version of the design of the feeding mechanism for cleaning and releasing the chassis of an unmanned aerial vehicle [11, 12].

References

1. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. — Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 p. — ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Zhulyeva, A.D. An approach to assessing the life cycle of manufactured products of aviation industry enterprises in a single information space / A.D. Zhulyeva, A. A. Zastrovskaya, S. A. Serebryansky // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, 29 Aug-03 2023. – Moscow: Pero Publishing House, 2023. – pp. 118-120. – EDN NAOJAP.

3. Danilevsky A. A. Determining the probability of risk factors and their impact on flight safety / A. A. Danilevsky, S. A. Serebryansky, S. M. Prikhoshko, A. N. Gonchar // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 – 03 2023. – Moscow: Pero Publishing House, 2023. – pp. 147-150. – EDN FGVZQD

4. Milovidov, A.V. The use of malleable mechanisms in aerospace industry / A.V. Milovidov // Tsiolkovsky's ideas in theories of space exploration: Materials of 58 Scientific readings devoted to the development of scientific heritage and the development of K.E. Tsiolkovsky's ideas, Kaluga: IP Streltsov I.A., 2023. – pp. 229-232.

5. Titov, E. I. On the issue of the algorithm for designing landing gear components for civil aircraft / E. I. Titov, S. A. Serebryansky // Aviation and cosmonautics: Abstracts of the 22nd International Conference – Moscow: Publishing House "Pero", 2023. – S. 51-52.

6. Milovidov, A.V. The use of malleable mechanisms in the construction of self-summer / A.V. Milovidov, S. A. Serebryansky // Actual problems of the development of aviation technology and methods of its operation - 2023: Materials of the XVI All-Russian scientific and practical conference of students and postgraduates dedicated to the celebration of the 100th anniversary of Russian civil aviation, Irkutsk, December 07-08, 2023. – Irkutsk: Moscow State Technical University of Civil Aviation, 2024. – pp. 71-79. – EDN KNTYCH.

7. Titov, E. I. Assessment of the necessity of modeling rough aircraft landings by finite element method / E. I. Titov, S. A. Serebryansky // Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society: A collection of abstracts of the International Scientific and Technical Conference dedicated to the 100th anniversary of Russian civil aviation, Moscow, May 18-19, 2023. – Moscow: Publishing House of the N. E. Zhukovsky Academy, 2023. – pp. 277-279. – EDN UOICWV.

8. Titov, E. I. An approach to the design of the design of standard suspension units for the main landing gear of an aircraft / E. I. Titov, S. A. Serebryansky // Management of the development of large-scale systems (MLSD'2023): Proceedings of the Sixteenth International Conference, Moscow, September 26-28, 2023. – Moscow: V.A. Trapeznikov Institute of Management Problems of the Russian Academy of Sciences, 2023. – pp. 1100-1106. – DOI 10.25728/mlsd.2023.1100. – EDN OYHUNC.

9. Zhuravlev, A. A. Studies of the coefficient taking into account the angle of application of the load for calculating ear-plug type eyelets / A. A. Zhuravlev // *Gagarin readings - 2023: Collection of abstracts of the XLIX International Youth Scientific Conference, Moscow, April 11-14, 2023.* – Moscow: Pero Publishing House, 2023. – p. 35. – EDN JIBAOQ.

10. Popov, Yu. I. On the issue of ensuring operational survivability of the airframe design / Yu. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maysak // *Handbook. Engineering Magazine.* – 2019. – № 12(273). – Pp. 32-39.

11. Milovidov, A. V. Design of a flexible mechanism for retracting and releasing the chassis for a UAV / A. V. Milovidov // *Gagarin Readings 2024: Collection of abstracts of reports of the 50th International Youth Scientific Conference, Moscow, April 9–12, 2024.* – Moscow: OOO "Izdatelstvo" Pero ", 2024. – P. 19-20. – EDN NILSWB.

12. Ryabtseva, E. O. Analysis of the application of topological optimization for aircraft structures / E. O. Ryabtseva, S. A. Serebryansky // *Actual problems of development of aviation equipment and methods of its operation - 2023: Proceedings of the XVI All-Russian scientific and practical conference of students and postgraduates dedicated to the celebration of the 100th anniversary of domestic civil aviation, Irkutsk, December 7-8, 2023.* – Irkutsk: Moscow State Technical University of Civil Aviation, 2024. – P. 79-84. – EDN EKZWOA

Анализ зон отложения льда на супергидрофобном покрытии для аэродинамического профиля ЦАГИ-831

Жигулин И.Е., Скиданов С.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

В докладе представлен анализ зон обледенения для профиля ЦАГИ-831 с применением супергидрофобных покрытий и для гладкого аэродинамического профиля. В работе приведены результаты испытаний в искусственных условиях обледенения, подтверждающие, что зона отложения льда на профиле с супергидрофобным покрытием ограничена двумя касательными к профилю траекториями движения капель, т.е. зоной соударения без последующего растекания капель тогда, как для гладкого профиля зона отложения льда определяется зоной соударения капель, зоной растекания и замерзания капель [1].

Супергидрофобные покрытия - новые функциональные покрытия, разрабатываемые в Институте физической химии и электрохимии им. А.Н. Фрумкина и предполагаемые к применению в составе или взамен противообледенительных систем воздушного судна для улучшения эксплуатационных свойств и обеспечения защиты самолета от возникновения опасных ситуаций в полете, связанных с обледенением [2].

В рамках анализа показано, что на поверхности супергидрофобного покрытия реализуется режим неполного смачивания, при котором силы вязкого трения попадающих капель незначительны, на каплю на такой поверхности действуют преимущественно поверхностные и аэродинамические силы, за счет чего капля выдувается с поверхности. На гладком авиационном профиле требуется дополнительно определять величину вязкой силы Стокса, которая совместно с поверхностными силами и аэродинамического сопротивления будет определять зону растекания [1].

Поведение аэродинамических профилей исследовалось в условиях искусственного обледенения в всесезонной аэродинамической трубе ЦАГИ ЭУ-1.

Литература

1. Тенишев Р.Х., Строганов В.А., Савин В.С., Кординов В.К., Тесленко А.И., Леонтьев В.Н. (1967). Противообледенительные системы летательных аппаратов.

2. Бойнович Л.Б, Емельяненко А.М. Перспективы и преимущества супергидрофобных покрытий в борьбе с атмосферным обледенением // *Mendeleev Communications*. 2013. Vol. 23. No. 1, pp. 3–10. DOI: 10.1016/j.mencom.2013.01.002.

Analysis of ice deposition zones on a superhydrophobic coating for an airfoil TsAGI-831

Zhigulin I.E., Skidanov S.A.
MAI, Moscow, Russia

The report presents an analysis of icing zones for the TsAGI-831 airfoil using superhydrophobic coatings and for a smooth airfoil. The paper presents the results of tests under artificial icing conditions, confirming that the ice deposition zone on an airfoil with a superhydrophobic coating is limited by two droplet trajectories tangent to the profile, i.e. a collision zone without subsequent spreading of droplets. In contrast, for a smooth airfoil the zone of ice deposition is determined by the zone of collision of droplets, the zone of spreading and freezing of water droplets [1].

Superhydrophobic coatings are new functional coatings being developed at the Institute of Physics and Chemistry of the Russian Academy of Sciences and intended for use as part of or as a replacement for aircraft anti-icing systems to improve operational properties and ensure aircraft protection from hazardous in-flight situations associated with icing [2].

As part of the analysis, it is shown that on the surface of the superhydrophobic coating, a mode of incomplete wetting is realized, in which the viscous friction forces of the falling drops are insignificant; the drop on such a surface is predominantly affected by surface and aerodynamic forces, due to which the water drop is blown from the surface.

On a smooth aircraft airfoil, it is necessary to determine the value of the viscous Stokes force, which, together with surface forces and aerodynamic drag, will evaluate the spreading zone [1].

The behavior of airfoils was studied under artificial icing conditions in the TsAGI EU-1 all-season wind tunnel.

References

1. R. Tenishev, V. Stroganov, V.Savin, V. Kordinov. A. Teslenko, V. Leontiev (1967). Aircraft anti-icing systems.

2. Boinovich L.B., Emelyanenko A.M. Anti-icing potential of superhydrophobic coatings // *Mendeleev Communications*. 2013. Vol. 23. No. 1, pp. 3–10. DOI: 10.1016/j.mencom.2013.01.002.

К вопросу формирования методики математического моделирования грубых посадок самолёта и разрушения конструкции шасси

Титов Е.И., Перепечаев С.А., Серебрянский С.А.
МАИ (НИУ), г. Москва, Россия

Конструкция современных пассажирских самолётов должна соответствовать требованиям не только экономической эффективности и технологичности, но и требованиям безопасности полётов [1]. В частности, существует требование о недопущении разгерметизации топливной системы при аварийной посадке самолёта с разрушением шасси.

Подтверждать соответствие данному требованию НЛГ25 разрешено либо испытаниями с разрушением стоек шасси, что является нецелесообразно дорогим методом, либо математическим моделированием. Однако, даже решение задачи математического моделирования разрушения стоек шасси является крайне трудозатратным как с точки зрения времени создания математической модели опор шасси, так и с точки зрения вычислительного ресурса [3].

На данный момент для математического моделирования конструкции шасси используется метод конечных элементов (КЭ). Моделирование разрушения конструкции шасси требует высокой точности КЭ модели и создания сложной модели материала, учитывающий упругую и пластическую зоны, поведение материала после превышения значения напряжений выше предельного (σ_b) и различных свойств материала в зависимости от коэффициента трёхосности [4, 5]. Такая модель является сложной не только с точки зрения создания, но и с точки зрения расчёта.

В данной работе рассматриваются подходы к КЭ моделированию конструкции шасси упрощёнными методами, которые позволяют сократить время КЭ анализа конструкции. Следовательно, КЭ анализ с использованием предложенных методик может быть проведён на более ранних этапах проектирования конструкции самолёта, но позволит сократить расходы на исправление допущенных на ранних этапах ошибок и повысит безопасность полётов.

Литература

1. Погосян М.А. Проектирование самолётов / М.А. Погосян, Н.К. Лисейцев, Д.Ю. Стрелец и [др.] – 5 изд. – М: Инновационное машиностроение, 2018 – 864 с. – ISBN 978-5-6040281-5-5
2. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.]. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. Москва, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020, 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6
3. F. Caputo, A. De Luca, A. Greco [et al.] Established Numerical Techniques for the Structural Analysis of a Regional Aircraft Landing Gear. *Advances in Materials Science and Engineering*. 2018. 1-21. 10.1155/2018/8536581.
4. Titov E.I., Serebryansky S.A., Theoretical Model of the Methodology of Landing Gear Bracket Design Taking into Account the Adjusted Calculation for Shear Bolt Design. // *E3S Web of Conferences* – 2023. – vol. 446. – URL: https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/ref/2023/83/e3sconf_hstd2023_03006/e3sconf_hstd2023_03006.html

5. Попов, Ю. И. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю. И. Попов, С. А. Серебрянский, М. В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39.

To the subject of methodology of mathematical modelling of hard landings of aircraft and landing gear structure failure.

Titov E.I., Perepechaev S.A., Serebryansky S.A.
MAI, Moscow, Russia

The design of modern passenger aircraft must not only meet the requirements of economy and manufacturability, but also the requirements of flight safety [1]. In particular, there is a requirement to prevent depressurisation of the fuel system in the event of an emergency landing with landing gear failure.

Compliance with this requirement of NLG25 may be confirmed either by tests involving destruction of the landing gear struts, which is an inappropriately expensive method, or by mathematical modelling. However, even solving the problem of mathematical modelling of strut failure is extremely time-consuming, both in terms of the time required to create a mathematical model of the struts and in terms of computational resources [3].

Currently, the finite element method (FE) is used for the mathematical modelling of the chassis structure. Fracture modelling of the chassis structure requires high accuracy of the FE model and the creation of a complex material model that takes into account elastic and plastic zones, material behaviour after exceeding the limit stress (σ_v) and different material properties depending on the triaxiality coefficient [4, 5]. Such a model is complex not only in terms of construction but also in terms of computation.

This paper discusses approaches to FE modelling of the chassis structure using simplified methods that reduce the time of FE analysis of the structure. Consequently, FE analysis using the proposed techniques can be performed at earlier stages of aircraft design, but will reduce the cost of correcting errors made at earlier stages and increase flight safety.

References

1. M.A. Pogoyan, N.K. Liseytsev, D.Yu. Strelets et al., Aircraft design. vol. 5. (Innovative engineering, Moscow, 2018)
2. A.G. Bratukhin, S.A. Serebryansky, D.Yu. Strelets et al., Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment. Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow (2020)
3. F. Caputo, A. De Luca, A. Greco [et al.] Established Numerical Techniques for the Structural Analysis of a Regional Aircraft Landing Gear. Advances in Materials Science and Engineering. 2018. 1-21. 10.1155/2018/8536581.
4. Titov E.I., Serebryansky S.A., Theoretical Model of the Methodology of Landing Gear Bracket Design Taking into Account the Adjusted Calculation for Shear Bolt Design. // E3S Web of Conferences – 2023. – vol. 446. – URL: https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/ref/2023/83/e3sconf_hstd2023_03006/e3sconf_hstd2023_03006.html
5. Popov, Yu. I. On the issue of ensuring operational survivability of the airframe design / Yu. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maysak // Handbook. Engineering Magazine. – 2019. – № 12(273). – Pp. 32-39.

Влияние цельноповоротных подфюзеляжных гребней увеличенной площади на устойчивость и управляемость самолёта

Абрамов Я.С., Гостев А.В., Серебрянский С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Цифровые технологии в авиастроении позволяют создавать пассажирские и транспортные воздушные суда для коммерческого внутреннего и мирового рынка, а также современные боевые самолеты новых поколений, в которых используются все достижения в области высоких технологий [1].

В данной работе представлены результаты исследования по влиянию цельноповоротных подфюзеляжных гребней увеличенной площади на путевую устойчивость и управляемость самолёта. Аэродинамические продувки расчётных моделей сверхзвукового летательного аппарата с двумя киями; с одним килем и двумя подфюзеляжными гребнями (площадь вертикальных поверхностей для двух моделей одинакова) производились в программном обеспечении ANSYS в модуле CFX.

Путевая устойчивость – способность летательного аппарата самостоятельно, без вмешательства лётчика, противодействовать изменению угла скольжения β .

Путевая устойчивость в большей степени определяется разностью двух величин: стабилизирующего момента и дестабилизирующего момента от фюзеляжа и горизонтальных аэродинамических поверхностей [2]. При выходе самолёта на большие углы атаки киль затеняется фюзеляжем, возрастает его фактическая стреловидность. Это приводит к падению боковой силы, образующейся на затенённом вертикальном оперении и снижению эффективности и стабилизирующего эффекта кия, соответственно.

С увеличением угла атаки уменьшение эффективной площади кия достигло более 50%. При этом киль попадал в зону обратных боковых скосов потока воздуха, превышающих местные углы скольжения, под которыми происходит обтекание – появляется дестабилизирующий момент.

В отличие от кия, подфюзеляжные гребни не затенены на положительных углах атаки. При этом путевой момент в расчётной модели с одним килем и двумя подфюзеляжными гребнями больше, чем в модели с двумя киями в 1,5 раза (для малых углов атаки) и в 1,9 раза (для больших углов атаки).

Результаты исследования показывают, что применение цельноповоротных подфюзеляжных гребней увеличенной площади повышает критическое значение угла атаки самолёта, оттягивает сваливание, при этом увеличиваются нагрузки силовые элементы конструкции и узлы крепления [3, 4]. Уменьшение площади кия приводит к снижению веса конструкции, и улучшению технологических, эксплуатационных и других свойств ЛА [5, 6, 7]. Применение гребней увеличенной площади повышает критическое значение угла атаки самолёта и оттягивает сваливание, что приводит к улучшению лётно-технических характеристик летательного аппарата.

Литература

1. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.]. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. Москва, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020, 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Данилевский А. А. Определение вероятности возникновения факторов риска и их влияние на безопасность полетов / А. А. Данилевский, С. А. Серебрянский, С. М. Прихошко, А. Н. Гончар // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 147-150. – EDN FGVZQD.

3. Абрамов, Я. С. Влияние конструктивно-силовой схемы и материала агрегата на обеспечение прочности при условии минимума массы / Я. С. Абрамов, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : Тезисы 22-ой Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 6. – EDN LJWQCZ.

4. Абрамов, Я. С. подход к обеспечению эксплуатационной технологичности подвижных соединений / Я. С. Абрамов, С. А. Серебрянский // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества : Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации, Москва, 18–19 мая 2023 года. – Москва: ИД Академии имени Н. Е. Жуковского, 2023. – С. 242-243. – EDN ММТЕНQ.

5. Abramov, J. S. Iterative design of aircraft airframe components and assemblies / J. S. Abramov, S. A. Serebryansky // E3S Web of Conferences : International Scientific Conference Transport Technologies in the 21st Century (TT21C-2023) “Actual problems of Decarbonization of Transport and Power Engineering: Ways of Their Innovative Solution”, Rostov-on-Don, Russia, 05–07 апреля 2023 года. Vol. 383. – Rostov-on-Don, Russia: EDP Sciences, 2023. – P. 05001. – DOI 10.1051/e3sconf/202338305001. – EDN IUDFMW.

6. Сагалович, С. А. Методы повышения взлётно-посадочных характеристик БЛА балансировочной схемы «летающее крыло» / С. А. Сагалович // Гагаринские чтения 2024 : Сборник тезисов докладов 50-ой Международной молодежной научной конференции, Москва, 09–12 апреля 2024 года. – Москва: ООО "Издательство "Перо", 2024. – С. 10-11. – EDN FZITAC.

7. Сагалович, С. А. Исследование параметров полета летательного аппарата методами машинного обучения / С. А. Сагалович, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 29-32. – EDN QBXGUO.

What is the Effect of all-moving extended ventral fins on the aircraft stability and controllability

Abramov J.S., Gostev A.V., Serebryansky S.A.
MAI, Moscow, Russia

Digital technologies in the aircraft construction enable us to design airliners and transport aircraft for the domestic and global commercial market, as well as next-generation combat aircraft, using all the achievements in the high technology field. [1].

This study presents the results of a research on the effect of all-moving extended ventral fins on the aircraft stability and controllability. Wind-tunnel testing for designed supersonic aircraft models with two vertical stabilizers; with one vertical stabilizer and two ventral fins (the vertical aerodynamic surface area is equal for both models) were carried out in a CFX module of ANSYS software.

Directional stability is the ability of an aircraft to counteract changes in the sideslip angle β on its own, without pilot intervention.

The aircraft directional stability is largely determined by the difference of two values: the stabilizing moment originating at the vertical tail, and the destabilizing moment from the fuselage and horizontal aerodynamic surfaces. [2] When the aircraft reaches high angles of attack, its tail fin becomes shaded by the fuselage, and the actual fin sweep increases. This causes the side force originating on the shaded vertical tail to drop and, respectively, it reduces the efficiency and stabilizing effect of the tail fin.

As the angle of attack went up, the effective vertical stabilizer area shrank by more than 50 per cent. At the very moment, the tail fin fell into the zone of air flow reverse side bevels, exceeding the local sideslip angles under which the tail fin flows, and a destabilizing moment appeared.

Unlike the vertical stabilizer, the ventral fins are not shaded at positive angles of attack. At the same time, the yawing moment in the designed model with one tail fin and two ventral fins is about 1.5 times (for small angles of attack) and 1.9 times (for large angles of attack) higher than for the model with two tail fins.

The study concludes that the use of all-moving extended ventral fins gives an opportunity to increase the critical value of the angle of attack and delay stall and this simultaneously increases the loads on the primary structural members and attachment points [3, 4]. Smaller tail fin area leads to lighter weight of the aircraft configuration and better handling and performance properties [5, 6, 7]. Using all-moving extended ventral fins, we can increase the critical value of the angle of attack and delay stall, and thus improve aircraft performance characteristics.

References

1. Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Yu. [et al.]. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology. Moscow, Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020, 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Danilevsky A. A. Determining the probability of the risk factors occurrence and their impact on flight safety / A. A. Danilevsky, S. A. Serebryansky, S. M. Prikhoshko, A. N. Gonchar // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Proceedings of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 – 03, 2023. – Moscow: Pero Publ., 2023. – pp. 147-150. – EDN FGVZQD.

3. Abramov, J. C. The Influence of the structural layout and material of the machine on ensuring strength with minimum mass / J. S. Abramov, S. A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics: Proceedings of the 22nd International Conference, Moscow, November 20-24, 2023. – Moscow: Pero Publ., 2023. – p. 6. – EDN LJWQCZ.

4. Abramov, J. C. An approach to ensuring maintainability of movable joints / J. S. Abramov, S. A. Serebryansky // Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society: Proceedings of the International Scientific and Technical Conference dedicated to the 100th anniversary of Russian Civil Aviation, Moscow, May 18-19, 2023. – Moscow: Publishing House of the N. E. Academy. Zhukovsky, 2023. – pp. 242-243. – EDN MMTEHQ.

5. Abramov, J. S. Iterative design of aircraft airframe components and assemblies / J. S. Abramov, S. A. Serebryansky // E3S Web of Conferences: International Scientific Conference Transport Technologies in the 21st Century (TT21C-2023) “Actual problems of

Decarbonization of Transport and Power Engineering: Ways of Their Innovative Solution”, Rostov-on-Don, Russia, 05–07 April 2023. Vol. 383. – Rostov-on-Don, Russia: EDP Sciences, 2023. – P. 05001. – DOI 10.1051/e3sconf/202338305001. – EDN IUDFMW.

6. Sagalovich, S. A. Methods for improving takeoff and landing characteristics of UAVs with the "flying wing" balancing scheme / S. A. Sagalovich // Gagarin Readings 2024: Collection of abstracts of reports of the 50th International Youth Scientific Conference, Moscow, April 9-12, 2024. - Moscow: Pero Publishing House, 2024. - Pp. 10-11. - EDN FZITAC.

7. Sagalovich, S. A. Study of aircraft flight parameters using machine learning methods / S. A. Sagalovich, S. A. Serebryansky // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 - 03 2023. - Moscow: Pero Publishing House, 2023. - Pp. 29-32. - EDN QBXGUO.

Определение оптимальных параметров струйной системы защиты газотурбинных низкорасположенных двигателей самолета попадания посторонних предметов

Ушаков И.О., Серебрянский С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Перед низкорасположенными турбовентиляторными двигателями магистральных самолетов может образовываться интенсивное вихревое течение. Оно способно подбрасывать посторонние предметы, которые в свою очередь могут быть захвачены газовоздушным потоком двигателя. Последующее попадание твердых посторонних предметов в проточную часть силовой установки приводит к значительным повреждениям элементов ее конструкции [1]. Один из эффективных конструктивных методов защиты двигателя от попадания посторонних предметов – струйная система.

В настоящем докладе представлен анализ результатов математического моделирования работы струйной системы защиты двигателя от попадания посторонних предметов при различных условиях обтекания и режимах работы двигателя. Применение современных программных комплексов математического моделирования позволяет определить проектные параметры предлагаемой системы на первоначальных этапах проектирования [2, 3]. Объект исследования настоящей работы – турбовентиляторный двигатель со струйной системой защиты. Предмет исследования – работа струйной системы защиты двигателя от попадания посторонних предметов.

Приведены результаты математического моделирования, иллюстрирующие:

- Зону воздействия потоков струйной системы при наличии встречного (в процессе руления самолета) и бокового газовоздушных потоков (при наличии бокового ветра).
- Возможность разрушения интенсивного вихревого течения при различных условиях обтекания объекта исследования.
- Влияние внешних воздействующих сил (бокового и встречного газовоздушного потока) на проектные параметры разрабатываемой системы.
- Изменение картины обтекания в зоне перед воздухозаборником маршевой силовой установки после активации струйной системы.

Математическое моделирование выполнено с использованием современного программного комплекса ANSYS [4, 5]. Сформулирована методика определения проектных параметров рассматриваемой системы. Представленная методика может быть использована для разработки модификации существующих воздушных судов.

Литература

1. Ушаков И.О, Серебрянский С.А. Защита элементов конструкции планера магистрального самолета от попадания посторонних предметов // Сборник трудов XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Том 1. Иркутский филиал МГТУ ГА. 2024. С. 91 – 99. ISBN 978-5-6047924-8-3

2. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. — Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. — 448 с. — ISBN 978-5-4316-0694-6.

3. Ушаков И.О. Математическое моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета / И.О. Ушаков, С.А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации – 2024. № 2(146). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-2-2336

4. Ушаков, И. О. Моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета / И. О. Ушаков, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика: Тезисы 22-ой Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 53.

5. Ушаков, И. О. Исследование эффективности струйных систем защиты для газотурбинных двигателей самолета от попадания посторонних предметов / И. О. Ушаков, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 сентября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 53-56.

6. Ушаков, И. О. К вопросу снижения интенсивности вихревого течения перед воздухозаборником низкорасположенного турбовентиляторного двигателя магистрального самолёта в процессе руления / И. О. Ушаков // Гагаринские чтения 2024 : Сборник тезисов докладов 50-ой Международной молодежной научной конференции, Москва, 09–12 апреля 2024 года. – Москва: ООО "Издательство "Перо", 2024. – С. 38.

7. Данилевский А. А. Определение вероятности возникновения факторов риска и их влияние на безопасность полетов / А. А. Данилевский, С. А. Серебрянский, С. М. Прихошко, А. Н. Гончар // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 147-150. – EDN FGVZQD.

Determination of the optimal parameters for the jet engine sprinkler protection system

Ushakov I.O., Serebryanskii S.A.
MAI, Moscow, Russia

An intense vortex flow can form in front of low-lying turbofan engines of mainline aircraft. It is capable of throwing up foreign objects, which in turn can be picked up by the gas-air flow of the engine. The subsequent ingress of solid foreign objects into the flowing

part of the power plant leads to damage to its structural elements [1]. One of the most effective constructive methods of protecting the engine from foreign objects is the jet system.

This article presents an analysis of the results of mathematical modeling of the operation of the jet engine protection system against foreign objects under various flow conditions and engine operating modes. The use of modern software complexes for mathematical modeling makes it possible to determine the main parameters of the proposed system at the initial stages of design [2, 3]. The object of research is a turbofan engine with a jet protection system.

The results of mathematical modeling are presented, illustrating:

- The zone of impact of the jet system flows in the presence of oncoming (during taxiing of the aircraft) and lateral gas-air flows.
- The possibility of destruction of an intense vortex flow under various conditions of flow around the object of study.
- The impact of external factors (lateral and incoming gas-air flow) on the design specifications of the system being developed.
- Changing the flow pattern in the area in front of the air intake of the main propulsion system after activation of the jet system.

Mathematical modeling was performed using the modern ANSYS software package [4, 5]. A methodology for determining the design parameters of the system under consideration is formulated. The presented methodology can be used to develop modifications of the mainline aircraft to extend the expected operating conditions.

References

1. Ushakov I.O., Serebryanskii S.A. Protection of the structural elements of the airframe of the mainline aircraft from foreign objects. *Sbornik trudov XVI Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii studentov i aspirantov, posvyashchennoi prazdnovaniyu 100-letiya otechestvennoi grazhdanskoi aviatsii, Irkutsk, Irkutsk branch of MSTU GA, 2024. Part 1*, pp. 91 – 99.
2. Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Yu., et al., *Tsifrovyye tekhnologii v zhiznennom tsikle rossiyskoy konkurentosposobnoy aviatsionnoy tekhniki*. Moscow, MAI Publ., 2020, 448 p.
3. Ushakov I.O., Serebryanskii S.A., Mathematical simulation of the vortex formation process at the subsonic air inlet of the trunk-route aircraft. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2024, no. 2(146). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-2-2336
4. Ushakov I.O., Serebryanskii S.A., Modelirovaniye protsessa vikhreobrazovaniya na vkhode v dozvukovoy vozdukhobornik magistral'nogo samoleta. 22nd International Conference "Aviation and Cosmonautics". 20-24 November, 2023. Moscow. Abstracts. – M. Publishing house "Pero", 2023, pp. 53.
5. Ushakov I.O., Serebryanskii S.A., Determination of the effectiveness of the ground vortex control jet system for the gas turbine engines. 2nd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023). 29 August - 3 September, 2023, Alushta. Abstracts. – M. Publishing house "Pero", 2023, pp. 55-56.
6. Ushakov, I. O. On the issue of reducing the intensity of the vortex flow in front of the air intake of a low-mounted turbofan engine of a mainline aircraft during taxiing / I. O. Ushakov // *Gagarin Readings 2024: Collection of abstracts of reports of the 50th International*

Youth Scientific Conference, Moscow, April 9–12, 2024. – Moscow: OOO "Izdatelstvo" Pero", 2024. – P. 38.

7. Danilevsky A. A. Determination of the probability of occurrence of risk factors and their impact on flight safety / A. A. Danilevsky, S. A. Serebryansky, S. M. Prikhoshko, A. N. Gonchar // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Abstracts of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 – 03 2023. – Moscow: Izdatelstvo "Pero", 2023. – P. 147-150. – EDN FGVZQD.

НАДЁЖНОСТЬ. ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТЬ. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ

RELIABILITY. FAIL SAFETY. MAINTENANCE AND REPAIR

Применение матрицы ИКАО для оценки рисков, связанных с конструкцией планера самолета

Гридин А.В., Гостев А.В., Серебрянский С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из основных в современной авиации является проблема ресурса конструкции самолета. Особенно актуальной является проблема длительно эксплуатируемых самолетов. К настоящему времени многие типы самолетов выработали проектные ресурс и срок службы. Но такие стареющие самолеты практически затруднительно заменить новыми типами самолетов, поэтому авиационные власти вынуждены продлевать ресурсы и сроки службы стареющих самолетов сверх проектных значений [1, 2, 3].

Существуют три основных принципа предотвращения усталостных разрушений конструкции самолета: принцип безопасного ресурса, безопасного разрушения и безопасного повреждения, которые соответствуют трем видам предельных состояний ВС – определяемому ресурсом, соответствующему предотказному состоянию и соответствующему отказу. В ранних редакциях Норм летной годности гражданских самолетов именно метод соблюдения принципов безопасного ресурса принимался в качестве основного для обеспечения безопасности полетов [4, 5].

В настоящей работе представлен анализ результатов исследования существующих методов оценки рисков в авиации для обеспечения безопасности полетов.

Проведен анализ применения матрицы ИКАО для качественной и количественной оценки рисков, обозначены преимущества и недостатки данного метода, рассмотрены существующие ограничения в применении матрицы ИКАО.

К преимуществам данного метода можно отнести:

- простоту применения и наглядность для качественной оценки риска и приоритизации мероприятий
- целостность оценки с возможностью документации дифференцированных рисков

Недостатки данного метода:

- зависимость метода от совместного распределения вероятности и серьезности последствий
- значительные ограничения возможности применения метода для количественной оценки рисков

В докладе предложен способ применения существующей матрицы ИКАО для оценки рисков, связанных с надежностью конструкции планера самолета. Предложена иная структура матрицы, подразумевающая использование показателей контролепригодности наравне с показателями вероятности и серьезности последствий [6, 7].

Отдельно рассмотрены особенности применения предлагаемой структуры матрицы для оценки рисков при эксплуатации конструкций планера, выполненных из полимерных композиционных материалов, и при эксплуатации конструкций, выполненных из металлов.

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

2. Маланко, Г. Е. Влияние применения материалов композитных структур на ремонтпригодность и весовые характеристики маневренного сверхзвукового самолёта / Г. Е. Маланко, Ю. Н. Тихтей, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 136-139. – EDN PXCRKU.

3. Попов, Ю. И. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю. И. Попов, С. А. Серебрянский, М. В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39. – EDN PJOIAQ.

4. Рябцева, Е. О. Анализ применения топологической оптимизации для авиационных конструкций / Е. О. Рябцева, С. А. Серебрянский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023 : Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 79-84. – EDN EKZWOA.

5. Миловидов, А. В. Использование податливых механизмов в конструкции самолета / А. В. Миловидов, С. А. Серебрянский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023 : Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 71-79. – EDN KNTYCH.

6. Шаров В.Д., Воробьев В.В. Ограничения по использованию матрицы ИКАО при оценке рисков для безопасности полетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. №225 (3).

7. Влияние аэродинамического нагрева конструкции планера на эксплуатационную живучесть скоростного самолёта / А. В. Гридин, С. М. Прихошко, А. М. Сафин, В. М. Бодарев // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 141-144. – EDN NCXQGM.

Application of the ICAO matrix risks assessment associated with aircraft structures

Gridin A.V., Gostev A.V., Serebryanskiy S.A.
MAI, Moscow, Russia

One of the main problems in modern aviation is the problem of aircraft structural life. The safe operation of aging aircraft problem is especially urgent. At present, many types of aircraft have exhausted their resource and service life. It is difficult to completely replace obsolete aircraft types in the near future, so it becomes relevant to significantly extend the resource [1, 2, 3].

There are three basic principles of preventing an aircraft structure fatigue failure: safe-life, fail-safe and damage tolerance, which correspond to three types of limit states of an aircraft - determined by the life, corresponding to the pre-failure state and corresponding failure. In the early editions of the Civil Airworthiness Standards, it was the method of compliance with the safe-life principles that was accepted as the main one for ensuring flight safety [4, 5].

This paper analyses the results of the study of existing risk assessment methods in aviation to ensure flight safety.

The application of ICAO matrix for qualitative and quantitative risk assessment has been analysed, advantages and disadvantages of this method have been outlined, existing limitations in the application of ICAO matrix have been considered.

The advantages of this method include:

- simplicity of application and visibility for qualitative risk assessment and pyritisation of measures
- integrity of the assessment with the documentation possibility of differentiated risks

The disadvantages of this method are:

- dependence of the method on the joint distribution of probability and severity of consequences
- significant limitations on the ability to apply the method to quantitative risk assessment

The report proposes a method of applying the existing ICAO matrix to assess the risks associated with the reliability of aircraft structures. A different matrix structure is proposed, which implies the use of inspectability along with probability and severity of consequences indicators [6, 7].

The peculiarities of application of the proposed matrix structure for risk assessment in the operation of aircraft structures made of polymer composite materials and in the operation of structures made of metals are considered separately.

References

1. Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Yu. [et al.]. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology. Moscow, Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020, 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6.
2. Malanko, G. E. Influence of composite structure materials application on maintainability and weight characteristics of maneuverable supersonic aircraft / G. E. Malanko, Y. N. Tikhtey, S. A. Serebryansky // 2 nd International Conference on High-Speed

Transport Development (HSTD 2023). 29 August - 3 September 2023, Alushta. Abstracts. – Publishing house “Pero”, 2023. – pp. 136-139. - EDN PXCRKU.

3. Popov, Yu. I. On the issue of ensuring the operational survivability of the airframe structure / Yu. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maysak // Handbook. Engineering Journal. - 2019. - No. 12 (273). - pp. 32-39.

4. Danilevsky A. A. Determining the probability of the risk factors occurrence and their impact on flight safety / A. A. Danilevsky, S. A. Serebryansky, S. M. Prikhoshko, A. N. Gonchar // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: Proceedings of the 2nd International Conference, Alushta, August 29 – 03, 2023. – Moscow: Pero Publ., 2023. – pp. 147-150. – EDN FGVZQD.

5. Gridin, A. V. Study of the issues of reliability and survivability of aircraft structures / A. V. Gridin // XLIX Gagarin Science Conference, Moscow – p. 31. – EDN GJPGFP.

6. Sharov V.D., Vorobyev V.V.. Limitations on the use of ICAO matrix in the assessment of risks to flight safety // Scientific Bulletin of MSTU CA. 2016. №225 (3).

7. Shiryayev A.V. On the issue of reducing the temperature heating of the airframe structure of a supersonic aircraft / A. V. Shiryayev, S. A. Serebryansky // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow/ Moscow Aviation Institute (National Research University). pp. 78-80. – EDN EFWBYG.

Экспериментально-методический подход к прогнозированию технического состояния конструкций и агрегатов винтокрылых летательных аппаратов с применением ИНС

Сафоклов Б.Б., Бельский А.Б., Есипович О.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В докладе представлен подход к прогнозированию технического состояния конструкций и агрегатов винтокрылых летательных аппаратов на основе экспериментальной отработки данных диагностики системы мониторинга полунатурного стенда винтокрылого летательного аппарата при помощи искусственной нейронной сети. Полученные результаты, прогнозирования времени от начала эксплуатации до момента достижения предельного состояния (ресурса) объектов контроля, позволяют сформировать вектор дальнейших исследований применения искусственного интеллекта при моделировании предиктивной (прогностической) модели технического обслуживания винтокрылых летательных аппаратов в частности, и как директивного инструмента для перспективного проектирования и производства винтокрылых летательных аппаратов в целом [1].

Основной задачей исследования является оценка эффективности применения как инструмента предиктивного обслуживания ВКЛА на этапе эксплуатации, метода искусственных нейронных сетей [2, 3].

Представленный в работе подход на основе искусственной нейронной сети являются продолжением запланированных научно-экспериментальных исследований подтверждения работоспособности инновационного методического подхода интеграции искусственной нейронной сети в комплексы бортового оборудования для

повышения качества диагностики и объективности прогнозирования технического состояния агрегатов винтокрылого летательного аппарата [1].

Литература

1. Bel'skii, A.B., Esipovich, O.A., Safoklov, B.B. Forecasting the Technical Condition of Rotorcraft Units Based on Neural Network Modeling Russian Aeronautics 2023, 66(4), страницы 633–644

2. Бельский А.Б., Есипович О.А., Сафоклов Б.Б. Искусственный интеллект как инструмент новой парадигмы построения системы взаимодействия на этапах «разработка – производство – эксплуатация» при создании перспективной вертолетной техники - ИННОВАЦИИ № 5 (295) 2023 стр.7-14

3. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

An experimental and methodological approach to predicting the technical condition of rotorcraft structures and assemblies using an artificial neural network

Safoklov B.B., Belskiy A.B., Esipovich O.A.
MAI, Moscow, Russia, Moscow, Russia

The report presents an approach to predicting the technical condition of rotorcraft structures and assemblies based on experimental testing of diagnostic data from the monitoring system of a semi-natural rotorcraft stand using an artificial neural network. The results obtained, which predict the time from the start of an operation until the moment when the object reaches its limit state, allow us to create a vector for future research on the use of artificial intelligence in the creation of a predictive model for maintaining rotorcraft, in particular, as well as a directive tool for prospective design and production of rotorcraft in general [1].

The main goal of this study is to assess the effectiveness of using artificial neural networks as a predictive maintenance tool for rotorcraft at the operational stage [2,3].

The artificial neural network approach presented in this paper is a continuation of the planned scientific and experimental studies to confirm the operability of an innovative methodological approach to integrating an artificial neural network into avionics suites to improve the quality of diagnostics and the objectivity of forecasting the technical condition of rotary-wing aircraft units.

References

1. Belskiy A.B., Esipovich, O.A., Safoklov, B.B. Forecasting the Technical Condition of Rotorcraft Units Based on Neural Network Modeling Russian Aeronautics 2023, 66(4), pages 633-644 2.

2. Belskiy A.B, Esipovich O.A., Safoklov B.B. Artificial intelligence as an instrument of a new paradigm for building a system of interaction at the stages of "development – production – operation" in the creation of promising helicopter technology - INNOVATIONS No. 5 (295) 2023 pp.7-14

3. Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Yu. [et al.]. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology. Moscow, Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020, 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

Цифровизация процесса разработки ВС: применение цифровых моделей расчета характеристик для обеспечения разработки и эксплуатации самолетов семейства RRJ-95

Войтишина М.С., Алексеев С.А., Воронич И.В.

Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Яковлев», г. Москва, Россия

Математическое моделирование различных параметров движения ВС успешно применялось на протяжении всей истории авиации. В настоящее время за счет развития цифровых технологий использование математических моделей значительно расширилось. В данном докладе описывается современная тенденция перехода конструкторских бюро к производству математических моделей как конечного продукта разработки.

Неотъемлемой частью типовой конструкции ВС является летная документация, содержащая в числе прочего летные характеристики ВС во всей предполагаемой области эксплуатации. Летные характеристики вычисляются на всех этапах жизненного цикла ВС. На этапах разработки летные характеристики являются целевыми и окончательно подтверждаются на этапах летных испытаний и сертификации. На основании подтвержденных на этапе сертификации математических моделей рассчитываются характеристики для летной документации, которыми пользуются эксплуатанты ВС при расчете маршрутных сетей и полетных планов.

В КБ расчеты летных характеристик производились при помощи математических моделей, начиная с 90-х, когда стали доступны персональные компьютеры, но характеристики для эксплуатантов по-прежнему передавались в графическом виде в специальном разделе летной документации. Бумажный способ передачи характеристик имеет свои достоинства – надежность и энергонезависимость – и недостатки – неудобное использование и низкая точность расчета. Движение авиационной отрасли по пути автоматизации и снижения загрузки летного состава потребовало от авиастроителей выпускать летные характеристики в более удобном и гибком виде – в виде математических моделей в оболочке пользовательского интерфейса, то есть в виде программного обеспечения (ПО).

В целях обеспечения самолетов взлетно-посадочными характеристиками (ВПХ) в электронном виде на всех этапах жизненного цикла филиал «Региональные самолеты» разработал модуль E-AFM, выполняющий как расчет ВПХ сертифицированного ВС, так и предварительный расчет ВПХ, необходимых для проектирования и сертификации ВС. Данный подход позволяет методически обеспечить процессы создания новых модификаций самолетов и процессы сертификации этих моделей. Необходимым свойством цифровой модели как конечного продукта является возможность включения новых модификаций самолетов за счет использования параметрического компонента данных (заменяемой базы характеристик, полностью описывающих модификацию самолета).

Использование ПО RWAnalysis95 с расчетным модулем E-AFM позволяет авиакомпаниям оперативно выполнять расчеты ВПХ для условий аэропортов своей маршрутной сети и обеспечивать пилотов таблицами характеристик в наглядном виде (Runway Charts). Кроме того, разработана планшетная версия ПО RWAnalysis95, позволяющая использовать ее в составе комплекта ПО планшета пилота (Electronic Flight Bag, EFB) [4, 5]. Кроме сокращения длительности процессов планирования полетов, описанное ПО позволяет более точно определять загрузку самолета и повысить коммерческую эффективность рейсов. В 2023 г. ПО RWAnalysis95 внесено в реестр программного обеспечения Минцифры.

Дальнейшее развитие экосистемы цифровых продуктов филиала «Региональные самолеты» расширяет перспективы оптимизации эксплуатации ВС. Внедрение сертифицированных расчетных моделей в бортовое ПО системы самолетовождения позволит обеспечить актуальными данными широкий набор функций помощи экипажу в принятии решений на особо ответственных этапах полета, таких как взлет с отказом, посадка, уход на второй круг, полет в условиях обледенения. Кроме того, расчет актуальных летных характеристик в реальных полетных условиях предоставляет большие возможности для оптимизации маршрута полета, позволяющие впоследствии обеспечивать 4D-навигацию.

Литература

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 7-е изд. - М.: Авиационный Регистр МАК, 2022.
2. EASA AMC 25.1581, Appendix 1. Computerised Aeroplane Flight Manual.
3. Standard Computerized Airplane Performance (SCAP). <https://www.iata.org/en/publications/store/standard-computerized-airplane-performance--scap/>
4. ICAO Doc 10020 'Manual of Electronic Flight Bags'
5. AMC 20-25A Airworthiness considerations for Electronic Flight Bags (EFBs)
6. Внедрение цифровых моделей ВПХ для обеспечения разработки и эксплуатации самолетов семейства RRJ-95» И.В. Воронич, М.С. Войтишина, С.А. Алексеев – Материалы 34ой научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2024.

Digitization of the aircraft development process: application of digital models for calculating characteristics to ensure the development and operation of the RRJ-95 aircraft family

Voytishina M.S., Alekseev S.A., Voronich I.V.
Regional Aircraft branch of Yakovlev Corporation, Moscow, Russia

Mathematical modeling of various aircraft motion parameters has been successfully used throughout the history of aviation. Currently, due to the development of digital technologies, the use of mathematical models has expanded significantly. This report describes the current trend of design bureaus moving towards the production of mathematical models as the final product of development.

An important part of the typical aircraft design is the flight documentation, which contains the flight characteristics of the aircraft in the entire intended area of operation. Flight

performance is calculated at all stages of the aircraft's life cycle. During the development stages, flight characteristics are targeted and finally confirmed during the flight testing and certification stages. Based on mathematical models confirmed at the certification stage, characteristics for flight documentation are calculated, which are used by aircraft operators when calculating route networks and flight plans.

In the design bureau, calculations of flight characteristics were made using mathematical models starting from the 90s, when personal computers became available, but the characteristics for operators were still transmitted graphically in a special section of the flight documentation. The paper method of transferring characteristics has its advantages - reliability and energy independence - and disadvantages - inconvenient use and low calculation accuracy. The movement of the aviation industry along the path of automation and reduction of flight crew workload required aircraft manufacturers to release flight characteristics in a more convenient and flexible form - in the form of mathematical models in a user interface shell, that is, in the form of software.

In order to provide aircraft with digital takeoff and landing characteristics at all stages of the life cycle, the Regional Aircraft branch has developed the E-AFM module, which performs both the calculation of the operational takeoff and landing characteristics of a certified aircraft, and the preliminary calculation of the operational technical characteristics necessary for the design and certification of an aircraft. This approach allows us to provide methodological processes for creating new modifications of aircraft and certification processes for these models. A necessary property of a digital model as a final product is the ability to include new aircraft modifications through the use of a parametric data component (a replaceable base of characteristics that fully describe the aircraft modification).

The use of RWAnalysis95 software with E-AFM module allows airlines to quickly perform calculations of operational characteristics for the conditions of airports on their route network and provide pilots with tables of characteristics in a visual form (Runway Charts). In addition, a tablet version of the RWAnalysis95 software has been developed, allowing it to be used as part of a pilot tablet software package (Electronic Flight Bag, EFB) [4, 5]. In addition to reducing the duration of flight planning processes, the described software allows you to more accurately determine the aircraft's load and increase the commercial efficiency of flights. In 2023, RWAnalysis95 software was included in the software register of the Ministry of Digital Development.

Further development of the ecosystem of digital products of the Regional Aircraft branch expands the prospects for optimizing aircraft operation. The introduction of certified calculation models into the on-board software of the aircraft navigation system will provide up-to-date data with a wide range of functions to help the crew make decisions at particularly critical stages of the flight, such as take-off with a failure, landing, missed approach, flight in icing conditions. In addition, the calculation of current flight characteristics in real flight conditions provides great opportunities for optimizing the flight route, which subsequently allows for 4D navigation.

References

1. Aviation rules. Part 25. Airworthiness standards for transport category aircraft. 7th ed. - M.: Aviation Register, 2022.
2. EASA AMC 25.1581, Appendix 1. Computerized Aeroplane Flight Manual.

3. Standard Computerized Airplane Performance (SCAP).

<https://www.iata.org/en/publications/store/standard-computerized-airplane-performance--scap/>

4. ICAO Doc 10020 ‘Manual of Electronic Flight Bags’

5. AMC 20-25A Airworthiness considerations for Electronic Flight Bags (EFBs)

6. Implementation of digital models of operational and technical characteristics to ensure the development and operation of aircraft of the RRJ-95 family, I.V. Voronich, M.S. Voytishina, S.A. Alekseev – Proceedings of the 34th scientific and technical conference on aerodynamics. TsAGI, 2024.

Расширение рабочего диапазона частот стенда имитации колебаний датчиков системы управления для проведения наземных частотных испытаний контура «упругий летательный аппарат – комплексная система управления»

Петрова А.А., Лисейкин Г.В., Сафин К.З.
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

В докладе представлены результаты разработки системы управления стендом имитации колебаний чувствительных элементов комплексной системы управления (КСУ) для проведения испытаний контура «упругий летательный аппарат (ЛА) – КСУ», предназначенной для расширения рабочего диапазона частот стенда.

Испытания на стенде являются частью комплекса наземных частотных испытаний (НЧИ) ЛА и позволяют экспериментально определить амплитудно-фазовые частотные характеристики (АФЧХ) трактов «чувствительные элементы КСУ – отклонения органов управления ЛА» на натурном ЛА. Данная информация в дальнейшем используется при проведении расчетов по определению запасов аэроупругой устойчивости ЛА перед первым полетом.

Стенд имитации колебаний представляет собой мехатронную систему, позволяющую задавать как угловые, так и линейные колебания чувствительным элементам КСУ (датчикам угловых скоростей, перегрузок, инерциальным навигационным системам) с использованием электродинамического вибровозбудителя и набора сменных платформ [1]. Для проведения измерений чувствительные элементы КСУ устанавливаются на платформы стенда, совершающие гармонические колебания с постоянной амплитудой в диапазоне частот от 0,2 Гц до конца полосы пропускания трактов управления (~10-30 Гц в зависимости от ЛА).

Расширение полосы пропускания комплексных систем управления современных и перспективных ЛА привело к повышению требований к стенду имитации колебаний в части рабочего диапазона частот и необходимости усовершенствования стендовой базы для проведения испытаний.

Для расширения рабочего диапазона частот стенда была разработана двухуровневая система управления. Система нижнего уровня обеспечивает демпфирование колебаний упругой системы «электрический вибровозбудитель – платформа – полезная нагрузка», а система верхнего уровня – выдерживание заданной циклограммы эксперимента. Система управления разработана на базе аппаратно-программной платформы реального времени [2].

В работе приведены следующие основные результаты:

- обоснование требований к точности и быстродействию стенда для проведения испытаний контура «упругий ЛА – КСУ»
- математическая модель стенда с учетом динамики электромеханического вибровозбудителя с усилителем мощности и упругих свойств крепежных устройств и платформ;
- описание архитектуры и алгоритмов системы управления;
- результаты натурных испытаний стенда с полезной нагрузкой.

Литература

1. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т./ Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.) – М.: Машиностроение, 1981. – Т.4. Вибрационные процессы и машины / Под ред. Э.Э. Лавендела. 1981. Вибрационные процессы и машины. Том 4. Москва, 1981
2. Богатырев М.М., Лисейкин Г.В., Пронин М.А., Смыслов В.И., Разработка воспроизведения нелинейных агрегатов на базе аппаратно-программных средств. Промышленные АСУ и контроллеры. №1. 2015. СС.27-31.

Expansion of the Operating Frequency Range of the Stand for Simulating Oscillations of Control System Sensors for Conducting Ground Vibration Tests of the “Elastic Aircraft – Integrated Control System” Loop

Petrova A.A., Liseykin G.V., Safin K.Z.
Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

The report presents the results of the development of a control system for a stand for simulating vibrations of sensitive elements of an integrated control system (ICS) for testing the “elastic aircraft - ICS” loop, designed to expand the operating frequency range of the stand.

Tests on the stand are part of a complex of ground vibration tests (GVT) of an aircraft and make it possible to experimentally determine the frequency responses of the loop “sensitive elements of the control system - deflections of aircraft controls” on a full-scale aircraft. This information is subsequently used when carrying out calculations to determine the aeroelastic stability margins of the aircraft before the first flight.

The vibration simulation stand is a mechatronic system that allows you to set both angular and linear vibrations to the sensitive elements of the control system (angular velocity sensors, accelerometers, inertial navigation systems) using an electrodynamic vibration exciter and a set of replaceable platforms [1]. To carry out measurements, the sensitive elements of the control system are installed on the stand platforms, which perform harmonic oscillations with a constant amplitude in the frequency range from 0.2 Hz to the end of the control path bandwidth (~10-30 Hz depending on the aircraft).

The expansion of the bandwidth of integrated control systems of modern and future aircraft has led to increased requirements for the vibration simulation stand in terms of the operating frequency range and the need to improve the test bench base.

To expand the operating frequency range of the stand, a two-level control system was developed. The lower-level system ensures damping of vibrations of the elastic system “electric vibration exciter – platform – payload”, and the upper-level system ensures maintaining the specified experimental cyclogram. The control system is developed on the basis of a real-time hardware and software platform [2].

The report presents the following main results:

- justification of the requirements for the accuracy and speed of the stand for testing the “elastic aircraft - ICS” loop
- mathematical model of the stand taking into account the dynamics of an electromechanical vibration exciter with a power amplifier and the elastic properties of fastening devices and platforms;
 - description of the architecture and algorithms of the control system;
 - results of full-scale tests of the stand with payload.

References

1. Vibrations in technology: A reference book. In 6 volumes / Ed. advice: V.N. Chelomey (head) - M.: Mashinostroenie, 1981. - Т.4. Vibration processes and machines / Ed. E.E. Lavendel. 1981. Vibration processes and machines. Volume 4. Moscow, 1981
2. Bogatyrev M.M., Liseykin G.V., Pronin M.A., Smyslov V.I., Development of reproduction of nonlinear units based on hardware and software. Industrial automated control systems and controllers. No. 1. 2015. pp.27-31.

Согласование режимов работы силовой установки высотного беспилотного воздушного судна

Самуленков Ю.И.¹, Грузд А.Д.¹, Тоиров И.С.¹, Сафин Р.М.², Дьяков Д.А.³

¹ МГТУ ГА, г. Москва, Россия

² ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

³ БГАА, г. Минск, Республика Беларусь

В настоящем докладе представлен анализ результатов расчётно-экспериментальных работ по выбору аэродинамической схемы беспилотного воздушного судна (БВС) самолётного типа, согласованию режимов работы входного устройства и турбореактивного двухконтурного двигателя [1]. В ходе проведения исследования разработаны технические условия «Входное устройство для дозвукового БВС с ТРДД», которые распространяются на этапы проектирования, изготовления, эксплуатации силовых установок дозвуковых беспилотных воздушных судов [2, 3].

Приведены результаты расчётно-экспериментальных работ, иллюстрирующие что:

- для реализации устойчивой работы турбореактивного двухконтурного двигателя в составе силовой установки с верхним расположением двигателя в хвостовой части БВС необходимы дополнительные конструктивные и эксплуатационные решения (скошенность носка входного устройства, ограничения критических углов атаки и др.);
- для предотвращения попадания пограничного слоя с верхней части фюзеляжа во входное устройство двигателя на больших углах атаки рекомендуется при проектировании и изготовлении входного устройства предусмотреть конструктивный зазор между фюзеляжем и обечайкой входного устройства;
- разработанные технические условия распространяются на этапы проектирования, изготовления, эксплуатации силовых установок дозвуковых беспилотных воздушных судов [4, 5].

Литература

1. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолёта и двигателя. 2-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1980. – 200 с.
2. ГОСТ 23851 – 79. Двигатели газотурбинные авиационные Термины и определения, 101 с.
3. ГОСТ 2.114-2016. Единая система конструкторской документации. Технические условия. Издание официальное. М.: Стандартиформ, 12 с.
4. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
5. Настас, К. Г. К вопросу использования цифровых технологий в управлении конфигурацией воздушного судна на этапе разработки и сертификации / К. Г. Настас, С. А. Серебрянский // Избранные научные труды двадцатой Международной научно-практической конференции "Управление качеством", Москва, 11–12 марта 2021 года. – Москва: Издательство Пробел-2000, 2021. – С. 261-265. – EDN EVFLSZ.

Coordination of the operating modes of the power plant of a high-altitude unmanned aircraft

Samulenkov Yu.I.¹, Gruzd A.D.¹, Toirov I.S.¹, Safin R.M.², Dyakov D.A.³

¹MGTU GA, Moscow, Russia

²PJSC «Yakovlev», Moscow, Russia

³BGAA, Minsk, Republic of Belarus

This report presents an analysis of the results of computational and experimental work on the choice of an aerodynamic scheme for an unmanned aircraft (UAV) of an airplane type, coordination of the operating modes of the input device and a turbojet two-circuit engine [1]. During the research, the technical conditions "Input device for subsonic UAV with turbofan engine" were developed, which apply to the stages of design, manufacture, operation of power plants of subsonic unmanned aircraft [2, 3]. The results of computational and experimental work are presented, illustrating that: • in order to realize the stable operation of a turbojet dual-circuit engine as part of a power plant with an upper engine arrangement in the tail of the UAV, additional design and operational solutions are needed (beveling of the toe of the input device, limitations of critical angles of attack, etc.); • to prevent the boundary layer from entering the upper fuselage into the engine input device at high angles of attack, it is recommended when design and manufacture of the input device to provide a constructive gap between the fuselage and the shell of the input device; • the developed technical conditions apply to the stages of design, manufacture, and operation of subsonic unmanned aircraft power plants [4, 5].

References

1. Yugov O.K., Selivanov O.D. Coordination of aircraft and engine characteristics. 2nd ed., reprint. And add. – Moscow: Mashinostroenie, 1980. – 200 p.
2. GOST 23851 – 79 Gas turbine engines aviation Terms and definitions, 101 p.
3. GOST 2.114-2016 Unified system of design documentation Technical specifications. Official publication. Moscow: Standartinform, 12 p.

4. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets [et al.]. - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 p. - ISBN 978-5-4316-0694-6. - EDN ZGQVGN.

5. Nastas, K. G. On the issue of using digital technologies in aircraft configuration management at the development and certification stage / K. G. Nastas, S. A. Serebryansky // Selected scientific works of the twentieth International scientific and practical conference "Quality Management", Moscow, March 11-12, 2021. - Moscow: Probel-2000 Publishing House, 2021. - pp. 261-265. - EDN EVFLSZ.

Экспериментальная оценка виброустойчивости опор трековых кареток при высокоскоростных испытаниях

Астахов С.А.¹, Бирюков В.И.^{1,2}, Киселев И.А.¹

¹ ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова», г. Белоозерский, Россия

² МАИ, Москва, Россия

В докладе представлены результаты анализа экспериментально измеренных значений виброускорений датчиками, размещенными на переднем, заднем башмаках экспериментальной монорельсовой установки (ЭУ) и в имитаторе объекта испытаний при высокоскоростных технологических трековых испытаниях [1]. Впервые была разработана технология трековых испытаний со скоростью разгона объектов свыше 1000 м/с с датчиками вибраций, размещенных в защитных боксах. Создана новая технология высокоскоростного улавливания (сохранения) регистраторов информации. Используя методику расшифровки сигналов виброускорений датчиков, фильтрации и дальнейшей их статистической обработки, разработанную ранее [2], получены автокорреляционные функции сигналов в направлении трех осей, плотности распределения их вероятностей. Методом быстрого преобразования Фурье выполнен спектральный анализ: получены спектры мощности, амплитуды и перемещений, определены резонансные частоты. Построены фазовые портреты элементов экспериментальной установки в координатах: виброскорость – виброперемещение. Выполнен вейвлетный анализ сигналов виброускорений с базовой функцией типа Морлет [4]. Построены амплитудно-фазовые частотные характеристики элементов трекового снаряжения экспериментальной установки. Анализ характеристик виброударных воздействий на элементы трековой каретки позволил установить динамическую картину движения экспериментальной установки по монорельсу, содержащую участки с устойчивым режимом движения и колебательным состоянием. Результаты анализа позволили определить запасы виброустойчивости башмаков монорельсовых трековых кареток и коэффициенты передачи виброускорений к объекту испытания.

Предложены конструкции защитных боксов для размещения регистраторов виброускорений и накопителей информации в элементах ЭУ, позволяющих сохранить информацию при улавливании каретки во время проведения высокоскоростных монорельсовых испытаний. Наличие правильно подобранных зазоров между опорными поверхностями башмаков и головкой рельса позволяет обеспечить виброзвешенное их состояние не чувствительное к отклонениям рельсового пути от прямолинейности.

Конструктивное исполнение башмаков и ЭУ позволяет выдержать значительные ударные нагрузки при динамической неустойчивости движения. Оптимальная величина зазоров между контактными поверхностями башмаков и головки рельсовых направляющих, а также высокая степень демпфирования энергии вибраций башмаками позволяет избежать воздействия опасных виброускорений для испытуемых объектов при высокоскоростных трековых испытаниях.

Литература

1. S. A. Astakhov and V. I. Biryukov, Problems of ensuring the acceleration dynamics of aircraft during track test at a speed of 1600 m/s, INCAS Bulletin, vol. 12, Special Issue, pp. 33-42, <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2020.12.S.3>, 2020.

2. Astakhov S.A., Biryukov V.I., Kataev A.V. A method for determining the characteristics of the vibration strength of a structure during high-speed track tests of aircraft equipment. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2023, no. 72, pp. 75-90. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.72.06

3. Astakhov S.A., Biryukov V.I. Experimental Researches on the Conductivity of Shock Impacts from Track Sled Supports to Products during Supersonic Tests. ISSN 1068-798X, Russian Engineering Research, 2024, Vol. 44, No. 5, pp. 691–696. © Allerton Press, Inc., 2024

Experimental assessment of vibration resistance of track sled supports during high-speed tests

Astakhov S.A.¹, Biryukov V.I.^{1,2}, Kiselev I.A.¹

¹ State Governmental Scientific-Testing Area of Aircraft Systems named after L.K.Safronov, Beloozersky, Russia

² MAI, Moscow, Russia

The report presents the results of an analysis of experimentally measured vibration acceleration values by sensors placed on the front and rear shoes of an experimental monorail installation (EU) and in a test object simulator during high-speed technological track tests [1]. For the first time, a track testing technology was developed with object acceleration speeds of over 1000 m/s with vibration sensors located in protective boxes. A new technology for high-speed capture (storage) of information recorders has been created. Using the technique of decoding vibration acceleration signals from sensors, filtering and their further statistical processing, developed earlier [2], autocorrelation functions of signals in the direction of three axes and their probability distribution densities were obtained. Spectral analysis was performed using the fast Fourier transform method: power, amplitude and displacement spectra were obtained, and resonant frequencies were determined. Phase portraits of the elements of the experimental setup were constructed in the coordinates: vibration velocity – vibration displacement. A wavelet analysis of vibration acceleration signals with a basic function of the Morlet type was performed [4]. The amplitude-phase frequency characteristics of the elements of the track equipment of the experimental installation were constructed. Analysis of the characteristics of vibration-impact effects on the elements of the track carriage made it possible to establish a dynamic picture of the movement of the experimental installation along the monorail, containing sections with a stable mode of movement and an oscillatory state. The results of the analysis made it possible to determine the vibration

resistance reserves of the shoes of monorail track carriages and the coefficients of transmission of vibration accelerations to the test object.

Designs of protective boxes have been proposed for placing vibration acceleration recorders and information storage devices in the elements of the power plant, which allow storing information when catching the carriage during high-speed monorail tests. The presence of correctly selected gaps between the supporting surfaces of the shoes and the rail head makes it possible to ensure their vibration-weighted state, which is not sensitive to deviations of the rail track from straightness. The design of the shoes and the power steering allows them to withstand significant shock loads during dynamic instability of movement. The optimal size of the gaps between the contact surfaces of the shoes and the head of the rail guides, as well as the high degree of damping of vibration energy by the shoes, makes it possible to avoid exposure to dangerous vibration accelerations for the test objects during high-speed track tests.

References

1. S. A. Astakhov and V. I. Biryukov, Problems of ensuring the acceleration dynamics of aircraft during track test at a speed of 1600 m/s, INCAS Bulletin, vol. 12, Special Issue, pp. 33-42, <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2020.12.S.3>, 2020.

2. Astakhov S.A., Biryukov V.I., Kataev A.V. A method for determining the characteristics of the vibration strength of a structure during high-speed track tests of aircraft equipment. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2023, no. 72, pp. 75-90. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.72.06

3. Astakhov S.A., Biryukov V.I. Experimental Researches on the Conductivity of Shock Impacts from Track Sled Supports to Products during Supersonic Tests. ISSN 1068-798X, Russian Engineering Research, 2024, Vol. 44, No. 5, pp. 691–696. © Allerton Press, Inc., 2024

Геометрическая оптимизация плоского крыла с учетом флаттера на основе суррогатной модели

Чэнь Лэй, Стрелец Д.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Флаттер – это самовозбуждающаяся вибрация конструкции, амплитуда которой не затухает под действием силы аэродинамики, инерции и упругости [1]. При возникновении флаттера он вызовет повреждение конструкции за очень короткое время или даже несколько секунд. Для летательных аппаратов большой продолжительности с большим удлинением, таких как беспилотники, работающие на солнечной энергии, специальная конструкция крыла может вызвать более серьезные проблемы с флаттером. Поэтому эффективное и точное прогнозирование границы флаттера и оптимизация крыла с этой целью являются перспективным направлением научных исследований.

Существует два типа традиционных методов численного анализа флаттера: один основан на высокоточном взаимодействии вычислительной аэрогидродинамики с механикой конструкции (CFD-CSM) во временной области [2], а другой основан на методе анализа в частотной области. Первый метод зачастую требует чрезвычайно высоких вычислительных ресурсов и не подходит для начального этапа проектирования летательных аппаратов. Для второго метода обычно используются метод дипольной решетки (Doublet lattice method, DLM) и структурная модель конечных элементов [3]. Алгоритм частотного метода на основе на предположении о простом гармоническом движении конструкции для дальнейшего расчета коэффициента демпфирования, что является очень эффективным подходом.

Для задач флаттерной оптимизации предыдущие методы прямого градиентного расчета и эволюционные алгоритмы (генетические алгоритмы) неэффективны и требуют большого количества вычислительных ресурсов. Суррогатные модели, такие как технология поверхности отклика, модель Кригинга (Kriging model) и нейронная сеть, могут эффективно снизить сложность оптимизации [4].

В этой работе используется выборка латинского гиперкуба, а оболочная модель конечных элементов и DLM используются для выполнения расчетов флаттера и получения образцов. Геометрия крыла оптимизируется путем построения суррогатной модели для увеличения критической скорости флаттера и улучшения эффективности оптимизации.

Литература

1. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в транзвуковых аэродинамических трубах. Труды МАИ. 2017, №97.
2. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

3. E. Albano, W. P. Robben, “A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows.,” *AIAA Journal*, 1969, vol. 7, No. 2, pp. 279–285.

4. Z. Han, Kriging surrogate model and its application to design optimization : A review of recent progress, *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, vol. 37 No. 11, pp. 3197-3225.

Geometric Optimization of Flat Wings Considering Flutter Based on Surrogate Model

Chen Lei, Strelets D.Yu.
MAI, Moscow, Russia

Flutter is a self-excited vibration of a structure, the amplitude of which does not decay under the influence of aerodynamic forces, inertia and elasticity [1]. When flutter occurs, it will cause structural damage in a very short time or even a few seconds. For long-endurance, high-aspect ratio aircraft such as solar-powered drones, the special structure of wing can cause more severe flutter problems. Therefore, efficient and accurate prediction of the flutter boundary and optimization of the wing for this purpose is a promising direction of scientific research.

There are two types of traditional flutter numerical analysis methods: one is based on high fidelity coupling of computational aerohydrodynamics and structural mechanics (CFD-CSM) in the time domain [2], and the other is based on the frequency domain analysis method. The first method often requires extremely high computational resources and is not suitable for the initial stage of aircraft design. For the second method, the doublet lattice method (DLM) and a finite element structural model are usually used [3]. The frequency method algorithm is based on the assumption of harmonic motion of the structure to further calculate the damping coefficient, which is very effective.

For flutter optimization problems, previous methods of direct gradient calculation and evolutionary algorithms (genetic algorithms) are ineffective and require a large amount of computing resources. Surrogate models such as response surface technology, Kriging model and neural network can effectively reduce the complexity of optimization [4].

In this work, Latin hypercube sampling is considered, and the shell finite element model and DLM are used to perform flutter calculations and obtain samples. The wing geometry is optimized by constructing a surrogate model to increase the critical flutter speed and improve the optimization efficiency.

References

1. Azarov Yu.A., Chernovolov R.A. Some features of modeling the dynamic aeroelasticity of aircraft in transonic wind tunnels. *Trudy MAI*. 2017, No. 97

2. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets et al. - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN

3. E. Albano, W. P. Robben, “A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows.,” *AIAA Journal*, 1969, vol. 7, No. 2, pp. 279–285.

4. Z. Han, Kriging surrogate model and its application to design optimization : A review of recent progress, *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, vol. 37 No. 11, pp. 3197-3225.

Моделирование струйного торможения рельсового стенда для аэродинамических испытаний крупномасштабных макетов СПС-2

Горайнов В.А.

РУТ (МИИТ), г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен анализ взаимодействия с железнодорожным полотном сверхзвуковой струи, истекающей из супер-эллиптического сопла маршевого двигателя, установленного на подвижной ракетной каретке с макетом СПС-2. Численное исследование проведено на базе «многоскоростной» модели текучей среды [1].

Для аэродинамических и аэроупругих испытаний крупномасштабных моделей СПС-2 при динамическом изменении угла атаки, положения органов управления, анализе звукового удара и др. использование рельсовых треков имеет ряд технологических и экономических преимуществ по сравнению с аэродинамическими трубами. Из-за ограниченности наземного ракетного трека остро стоит задача сокращения тормозного пути высокоскоростной платформы-каретки, что можно достичь за счет противотяги разгонной ДУ или отдельного тормозного двигателя более эффективного, чем парашютная система. Двигатели с эллиптическими и прямоугольными соплами для этих целей имеют выгодные отличия от круглых сопел по габаритно-компоновочным параметрам и равномерности теплосилового воздействия на железнодорожное полотно.

Представлены результаты моделирования течений по проблематике «Сверхзвук», включая: 1. профилирование сопел с почти прямоугольными поперечными сечениями, которое обеспечивало умеренное жгутование конденсированной фазы на срезе сопла; 2. взаимодействие сверхзвуковой струи тормозного РДТТ с движущейся продольной стенкой и встречным высокоскоростным потоком с использованием, в т.ч., получивших широкое распространение, цифровых САЕ технологий. Приводятся пространственные конфигурации изолиний числа Маха, давления и температуры в струе, в дозвуковой и сверхзвуковой частях сопла с визуализацией деформации звуковой поверхности.

Анализируется аэродинамика ракетной каретки при набегающем потоке в условиях неподвижного стапеля и при её движении над продольной плоской стенкой рельсового испытательного стенда [2], что соответствует установке ДУ на железнодорожной платформе, не ограниченной в продольном перемещении.

Полученные результаты могут быть использованы для решения специальных задач применения ракетных двигателей и в народно-хозяйственных целях, в частности, для разработки струйного способа торможения высокоскоростных поездов (ВСП) [3], который может обеспечить существенное сокращение тормозного пути в экстренных ситуациях по сравнению со всеми существующими средствами торможения ВСП.

Литература

1. Васенин И. М., Глазунов А. А., Кувшинов Н. Е. и др. Моделирование двухфазных течений в каналах и соплах // Изв. вузов. Физика. 1992 № 8 с. 71–82.
2. Рельсовый стенд для разгона ракетных кареток, патент RU98584U1.
3. Горайнов, В. А. Математическое обеспечение применения струйных технологий на транспорте // Цифровая трансформация транспорта: проблемы и перспективы, Материалы международной научно-практической конференции, – Москва: Российский университет транспорта, 2022.

Modeling of jet braking of a rail stand for aerodynamic testing of large-scale models of SPA-2

Goryainov V.A.

Russian University of Transport, Moscow, Russia

This report presents an analysis of the interaction with the railway track of a supersonic jet flowing from a super-elliptical nozzle of a main engine mounted on a movable rocket carriage with an SPA-2 layout. The numerical study was carried out on the basis of a "multi-velocity" fluid model ([1]).

For aerodynamic and aeroelastic tests of large-scale SPA-2 models with dynamic changes in the angle of attack, the positions of the aircraft controls, sound impact analysis, etc., the use of rail tracks has a number of technological and economic advantages compared with wind tunnels. Due to the limitations of the ground-based missile track, the task of reducing the braking distance of a high-speed carriage platform is acute, which can be achieved by using an acceleration booster or a separate braking engine more efficient than a parachute system. Engines with elliptical and rectangular nozzles for these purposes have advantageous differences from round nozzles in terms of overall layout parameters and uniformity of thermal-force effect on the railway track.

The results of flow modeling on the problems of "Supersonics" are presented, including: 1. profiling of nozzles with almost rectangular cross sections, which provided moderate bundling of the condensed phase on the nozzle exit section; 2. the interaction of a supersonic jet with a moving longitudinal wall and an oncoming high-speed flow using, among other things, widely used digital CAD-CAM-CAE technologies. Spatial configurations of the isolines of the Mach number, pressure and temperature in the jet, in the subsonic and supersonic parts of the nozzle with visualization of the deformation of the sound surface are given.

The aerodynamics of a rocket carriage with an incoming flow under conditions of a stationary slipway and when it moves over a longitudinal flat wall of a rail test stand ([2]) are analyzed, which corresponds to the installation of a remote control on a railway platform that is not limited in longitudinal movement.

The results obtained can be used to solve special problems of using rocket engines and for national economic purposes, in particular, to develop a jet braking method for high-speed trains (HST) [3], which can provide a significant reduction in braking distance in emergency situations compared with all existing HST braking means.

References

1. Vasenin I.M., Glazunov A.A., Kuvshinov N.E., Modeling of two-phase flows in channels and nozzles. *Izvestiya vuzov, Fizika*, 1992, № 8, c. 71–82.
2. Rail stand for acceleration of rocket carriages, patent RU98584U1.
3. Goryainov V.A. Mathematical support of jet technology on transports, Digital transformation of transport: problems and prospects, Materials of the international scientific and practical conference, Moscow: Russian University of Transport, 2022.

Экспериментальное исследование влияния размера граней ячеек стеклопластикового сотового заполнителя и степени перфорации на акустические характеристики однослойных звукопоглощающих конструкций

Мошков П.А.¹, Остроумов М.Н.¹, Корнейчук А.Н.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

Для снижения уровней шума в салонах самолетов [1] и вертолетов, а также шума, создаваемого на местности авиационными двигателями [2] в настоящее время широко применяются различные звукопоглощающие конструкции (ЗПК) [3]. Численное моделирование ЗПК, особенно нелокально-реагирующего и комбинированного типов, в настоящее время является достаточно сложной задачей [4], поэтому не теряют актуальности экспериментальные методы определения акустических характеристик и настройки ЗПК на проблемный частотный диапазон.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования влияния размера граней ячеек стеклопластикового сотового заполнителя (ССП) и степени перфорации на акустические характеристики однослойных ЗПК. Испытания выполнены на установке интерферометр с нормальным падением звуковых волн, созданной в МАИ.

Исследовано шесть образцов ЗПК с постоянными параметрами: толщина перфорированного листа равна 5 мм и высота ССП - 50 мм. Рассмотрено два варианта степени перфорации 4,8 и 12,2% с диаметрами отверстий в перфорированном листе 1 и 1,6 мм, соответственно, а также стеклосотопласты трех марок ССП-1-8Т, ССП-1П-4.2 и ССП-1П-2.5, отличающиеся размерами граней ячеек 8, 4,2 и 2,5 мм, соответственно. Исследованные ССП изготавливаются в АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина». Перфорированные листы получены методом 3Д-печати. В результате исследования получены данные о действительной и мнимой частях импеданса и коэффициент звукопоглощения ЗПК в диапазоне частот 500–6400 Гц с шириной полосы 10 Гц.

Литература

1. Moshkov P.A., Strelets D.Y. Problems of a Supersonic Business Aircraft Design with Regard to Cabin Noise Requirements // *Recent Developments in High-Speed Transport*. Springer Aerospace Technology. 2023. pp. 151–170. DOI: 10.1007/978-981-19-9010-6_14
2. Samokhin V., Moshkov P., Yakovlev A. Analytical model of engine fan noise // *Akustika* 2019. Vol. 32. pp. 168-173. DOI:10.36336/akustika201932168
3. Мошков П.А., Остроумов М.Н., Давыдов Д.Д. Звукопоглощающие конструкции для снижения авиационного шума в салоне и на местности (обзор) // *Динамика и виброакустика*. 2024. Т. 10. № 1. С. 50-67. DOI: 10.18287/2409-4579-2024-10-1-50-67
4. Pisarev, P.V., Pankov, A.A., Anoshkin, A.N. et al. Modeling Acoustic Processes of the Interaction of Cells of Sound-Absorbing Structures of Aircraft Engines // *Acoust. Phys.* 2023. Vol. 69. No. 6. pp. 853–862. DOI: 10.1134/S1063771023600912

Experimental study of the effect of the size of the cell edges of a fiberglass honeycomb core and the degree of perforation on the acoustic characteristics of single-layer sound-absorbing structures

Moshkov P.A.¹, Ostroumov M.N.¹, Korneychuk A.N.²

¹MAI, Moscow, Russia

²JSC «ORPE Technologiya named after A.G. Romashin», Obninsk, Russia

To reduce levels noise in the cabins of airplanes [1] and helicopters, as well as community noise generated by aircraft engines [2] various sound-absorbing structures (SAS) are currently widely used. [3]. Numerical modeling SAS, especially non-locally reactive and combined types, is currently quite a difficult task [4], therefore, experimental methods for determining acoustic characteristics and adjusting the SAS to a problematic frequency range do not lose their relevance.

This paper presents the results of an experimental study of the effect of the size of the cell edges of a fiberglass honeycomb core (FHC) and the degree of perforation on the acoustic characteristics single-layer SAS. Tests were performed on an interferometer installation with normal incidence of sound waves, created at the MAI.

Six samples of SAS with constant parameters (the height of the perforated sheet is 5 mm and the height of the FHC is 50 mm) were researched. Two variants of the perforation degree of 4.8 and 12.2% with hole diameters in the perforated sheet of 1 and 1.6 mm, respectively, as well as the fiberglass of three types SSP-1-8T, SSP-1P-4,2 и SSP-1P-2,5, differing in the cell edge sizes of 8, 4.2 and 2.5 mm, respectively, were considered. The researched FHC are produced by JSC «ORPE Technologiya named after A.G. Romashin». Perforated sheets are produced by method by 3d printing. As a result of the research of the obtained data about real and imaginary parts of impedance and sound absorption coefficient SAS in frequency range of 500–6400 Hz with band width of 10 Hz.

References

1. Moshkov P.A., Strelets D.Y. Problems of a Supersonic Business Aircraft Design with Regard to Cabin Noise Requirements // *Recent Developments in High-Speed Transport*. Springer Aerospace Technology. 2023. pp. 151–170. DOI: 10.1007/978-981-19-9010-6_14
2. Samokhin V., Moshkov P. Yakovlev A. Analytical model of engine fan noise // *Akustika* 2019. Vol. 32. pp. 168–173. DOI:10.36336/akustika201932168
3. Moshkov P.A., Ostroumov M.N., Davydov D.D. Sound-absorbing structures to reduce cabin and community noise of aircraft (Review) // *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*. Vol. 10. No. 1. pp. 50–67. DOI: 10.18287/2409-4579-2024-10-1-50-67
4. Pisarev, P.V., Pankov, A.A., Anoshkin, A.N. et al. Modeling Acoustic Processes of the Interaction of Cells of Sound-Absorbing Structures of Aircraft Engines // *Acoust. Phys.* 2023. Vol. 69. No. 6. pp. 853–862. DOI: 10.1134/S1063771023600912

Вибрационные способы симметризации стационарного асимметричного течения вязкой жидкости в плоском диффузоре

Федюшкин А.И.

ИПМех РАН, г. Москва, Россия

Течения жидкости в каналах, имеющих форму плоского диффузора, в зависимости от угла раствора, объединяют большой класс течений и широко распространены в природе и технике. Исследованию течений жидкости в плоских диффузорах посвящено много работ, однако изучению стационарных ламинарных течений посвящено значительно меньше работ, чем изучению нестационарных и турбулентных режимов течения. Решение задачи о течении вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре при малых числах Рейнольдса от точечного источника в приближении симметричности потока было получено независимо Джеффри и Гамелем более ста лет тому назад и в их честь названа задачей Джеффри – Гамеля. Однако известно, что симметрия течения вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре может нарушаться даже при небольших числах Рейнольдса, соответствующих стационарным режимам. Режимы течений жидкости в диффузоре в зависимости от числа Рейнольдса и угла раствора изобилуют стационарными, переходными и нестационарными решениями с неединственными, симметричными и асимметричными модами. Изучение нелинейных режимов ламинарных течений жидкости в диффузоре, например, таких, как асимметричность и перемежаемость потока, имеет фундаментальное и большое практическое значение для многих прикладных задач океанологии, машиностроения, технологии получения материалов и медицины. О неединственности и бифуркации решений при малых числах Рейнольдса ранее говорилось во многих работах. Подробный обзор работ по решению задачи Джеффри – Гамеля и нарушению симметрии и единственности был дан в работе [1]. В работе [1] на основе группового анализа также указывается о возможных неединственностях в стационарных решениях задачи Джеффри – Гамеля, то есть на возможность асимметричности и перемежаемости потока в жидкости в диффузоре.

Авторами работы [2] были найдены обобщения решения задачи Джеффри-Гамеля, приведены одно-, двух- и трех-модовые бифуркационные решения, указывающие на наличие несимметричных стационарных решений (течений) для определенных диапазонов чисел Рейнольдса и углов раствора диффузора. В [3] приведён обзор работ, касающихся нарушению симметрии течения в диффузорах преимущественно для ламинарных режимов. В работах [3-5] на основе численного решения уравнений Навье-Стокса для вязкой несжимаемой жидкости были исследованы ламинарные симметричные и асимметричные стационарные и переходные режимы течения в плоском диффузоре с малым углом раствора и указаны диапазоны существования данных режимов течения жидкости в диффузоре в зависимости от значений числа Рейнольдса. В работе [5] было показано, как периодическим воздействием на скорость входного потока можно симметризовать осреднённое течение воды в диффузоре.

В данной работе на основе численного решения уравнений Навье – Стокса для вязкой несжимаемой жидкости изучены ламинарные режимы течения в плоском диффузоре с малым углом раствора. Результаты численного моделирования

подтверждают существование асимметричных стационарных режимов течения в зависимости от величины числа Рейнольдса. Приведены два способа симметризации течения в плоском диффузоре при периодическом воздействии со стороны входа в диффузор и со стороны стенок диффузора.

Результаты численного моделирования показали, что асимметричное течение в диффузоре можно симметризовать слабыми периодическими воздействиями с интенсивностью менее 1% от интенсивности основного потока.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 24-29-00101.

Литература

1. Пухначёв В.В. Симметрии в уравнениях Навье-Стокса // Успехи механики, 2006, Т. 4, № 1, С. 6–76.

2. Akulenko, L.D., Georgievskii, D.V., Kumakshev, S.A. (2017). Multi-mode Symmetric and Asymmetric Solutions in the Jeffery–Hamel Problem for a Convergent Channel. In: Mechanics for Materials and Technologies. Advanced Structured Materials, vol 46. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-319-56050-2_1.

3. Федюшкин А. И. Переход течений вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре от симметричного к несимметричному и к нестационарному режимам // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. Том 17, вып. 3, 2016.

4. Федюшкин А. И., Пунтус А. А. Нелинейные особенности ламинарных течений жидкости на Земле и в невесомости // Труды МАИ. 2018. № 102.

5. Fedyushkin A., Puntus A. Symmetrisation of laminar flow of viscous fluid in a flat diffuser by periodic influence on the inlet flow velocity // E3S Web of Conferences. 2023. Vol. 446. 01001

Vibrational methods for symmetrization of stationary asymmetric viscous fluid flow in a flat diffuser

Fedyushkin A.I.

IPMech RAS, Moscow, Russia

Fluid flows in channels shaped like a flat diffuser, depending on the angle of the solution, combine a large class of flows and are widespread in nature and technology. A lot of work has been devoted to the study of fluid flows in flat diffusers, however, much less work has been devoted to the study of stationary laminar flows than to the study of nonstationary and turbulent flow regimes. The solution of the problem of the flow of a viscous incompressible liquid in a flat diffuser at low Reynolds numbers from a point source in the approximation of flow symmetry was obtained independently by Jeffrey and Hamel more than a hundred years ago. However, it is known that the symmetry of the flow of a viscous incompressible liquid in a flat diffuser can be violated even at small Reynolds numbers corresponding to stationary modes. The modes of fluid flows in the diffuser, depending on the Reynolds number and the angle of the solution, abound in stationary, transient and non-stationary solutions with non-unique, symmetric and asymmetric modes. The study of nonlinear regimes of laminar fluid flows in a diffuser, for example, such as asymmetry and intermittency of flow, is of fundamental and great practical importance for many applied problems of oceanology, mechanical engineering, materials technology and medicine. The non-uniqueness and bifurcation of solutions at small Reynolds numbers were previously discussed in many papers. A detailed review of the work on solving the Jeffrey–Hamel

problem and the violation of symmetry and uniqueness was given in [1]. In [1], based on group analysis, it is also indicated about possible non-uniqueness in stationary solutions of the Jeffrey-Hamel problem, that is, the possibility of asymmetry and intermittency of the flow in the liquid in the diffuser.

The authors of [2] found generalizations of the solution of the Jeffrey-Hamel problem, presented one-, two- and three-mode bifurcation solutions indicating the presence of asymmetric stationary solutions (flows) for certain ranges of Reynolds numbers and angles of the diffuser solution. An overview of the works related to the violation of flow symmetry in diffusers mainly for laminar regimes make in paper [3] provides. In [3-5], based on the numerical solution of the Navier-Stokes equations for a viscous incompressible liquid, laminar symmetric and asymmetric stationary and transient flow regimes in a flat diffuser with a small solution angle were investigated and the ranges of existence of these liquid flow regimes in the diffuser depending on the values of the Reynolds number were indicated. In [5] it was shown how the averaged flow of water in the diffuser can be symmetrized by periodic action on the input flow rate.

In this paper, based on the numerical solution of the Navier equations – Laminar flow regimes in a flat diffuser with a small solution angle have been studied for a viscous incompressible liquid. The results of numerical modeling confirm the existence of asymmetric stationary flow regimes depending on the value of the Reynolds number. Two methods of symmetrization of the flow in a flat diffuser with periodic exposure from the entrance to the diffuser and from the walls of the diffuser are presented. The results of numerical modeling have shown that the asymmetric flow in the diffuser can be symmetrized by weak periodic influences with an intensity of less than 1% of the intensity of the main flow.

The work was supported of the Russian Science Foundation by grant No. 24-29-00101.

References

1. Pukhnachev V.V. Simmetrii v uravnenijah Nav'e–Stoksa. Usp. Mekh. 2006. N 6. P. 3–76. (In Russian).
2. Akulenko, L.D., Georgievskii, D.V., Kumakshev, S.A. (2017). Multi-mode Symmetric and Asymmetric Solutions in the Jeffery–Hamel Problem for a Convergent Channel. In: Mechanics for Materials and Technologies. Advanced Structured Materials, vol 46. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-319-56050-2_1.
3. A.I. Fedyushkin. The transition flows of a viscous incompressible fluid in a plane diffuser from symmetric to asymmetric and to non-stationary regimes // Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics 2016 V 17(3). (in Russian).
4. Fedyushkin A. I., Puntus A. A. Nonlinear features of laminar liquid flows on Earth and in microgravity. Trudy MAI, 2018, No. 102 (in Russian)
5. Fedyushkin A., Puntus A. Symmetrisation of laminar flow of viscous fluid in a flat diffuser by periodic influence on the inlet flow velocity // E3S Web of Conferences. 2023. Vol. 446. 01001.

Некоторые особенности обтекания поверхности большой кривизны высокоскоростным потоком

Красавин Е.Э., Никитченко Ю.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Конструкции современных высокоскоростных летательных аппаратов содержат различные поверхности большой кривизны (острые кромки). При высокоскоростном обтекании этих поверхностей возникают области высокой степени динамической неравновесности. Физически адекватное описание течений в указанных областях требует использования молекулярно-кинетической теории газов и плазмы. Ввиду большой размерности фазового пространства молекулярно-кинетической теории практическое применение методов требует огромных вычислительных ресурсов. Модели сплошной среды в частности модели Навье-Стокса-Фурье (НСФ) оказываются весьма ограниченными в отношении физической адекватности описания протекающих процессов.

В предлагаемой работе проведены расчеты сверхзвукового обтекания тонкой пластины бесконечного размаха установленной под нулевым углом атаки. Носовая часть пластины скруглена с радиусом r_w . Рассчитано распределение параметров газа на поверхности и в окрестности пластины. Особое внимание уделено носовой части. Расчеты проводились с использованием модели НСФ и двухтемпературной модели. Обе модели представляют собой модели первого приближения процедуры Чепмена-Энскога. Рассматривалось течение двухатомного газа. Различие в температурах поступательного и вращательного движения молекул в модели НСФ учитывалось коэффициентом объемной вязкости, а в двухтемпературной модели – дополнительно уравнением энергии. Результаты серийных расчетов показали практическое совпадение распределений газодинамических параметров, полученных по обеим моделям до чисел Кнудсена $Kn \leq 0,01$. Число Кнудсена вычислялось по r_w .

В ряде работ показано, что модель НСФ может давать удовлетворительные результаты расчета при $Kn \leq 0,1$. Результаты предлагаемой работы свидетельствуют о том, что при числе Кнудсена $Kn=0,1$ обе модели первого приближения дают существенно различные распределения газодинамических параметров. Полученный результат можно рассматривать как особенность обтекания острой кромки.

Также была рассмотрена задача обтекания пластины с абсолютно острой кромкой. Для решения использовался программный код [1]. Сравнивалась степень неравновесности течения в окрестности острой кромки и на профиле плоской ударной волны в интервале числе Маха $M_\infty=2 \dots 10$.

Показано, что неравновесность в окрестности острой кромки примерно вдвое выше, чем в плоской ударной волне при тех же числах Маха. Этот факт видимо объясняет физическую неадекватность моделей сплошной среды при описании обтеканий поверхности большой кривизны.

Литература

1. Никитченко Ю.А., Березко М.Э. Программа расчета гиперзвукового обтекания тонкой пластины, установленной параллельно потоку. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2022612341. 2022 г.
2. Коган М.Н. Динамика разреженного газа. – М.: Наука, 1967 - 440 с.

3. Шахов Е.М. Метод исследования движений разреженного газа. –М.: ВЦ АН СССР, 1975. – 207 с.

Some peculiarities of streamline of a surface of large curvature by a high-speed flow

Krasavin E.E., Nikitchenko Y.A.
MAI, Moscow, Russia

The designs of modern high-speed aircraft contain various surfaces of large curvature (sharp edges). At high-speed streamline of these surfaces there appear regions of high degree of dynamic disequilibrium. Physically adequate description of flows in these areas requires the use of the molecular-kinetic theory of gases and plasma. Due to the large dimensionality of the phase space of molecular kinetic theory, the practical application of the methods requires huge computational resources. Models of continuous medium in particular Navier-Stokes-Fourier (NSF) models appear to be very limited in terms of physical adequacy of the description of the ongoing processes.

In the proposed work, supersonic flow of a thin plate of infinite span installed at zero angle of attack has been calculated. The nose part of the plate is rounded with radius r_w . The distribution of gas parameters on the surface and in the vicinity of the plate is calculated. Special attention is paid to the nose part. The calculations were carried out using the NSF model and the two-temperature model. Both models are first approximation models of the Chapman-Enskog procedure. The flow of a two-atom gas was considered. The difference in the temperatures of translational and rotational motion of molecules in the NSF model was accounted for by the bulk viscosity coefficient, and in the two-temperature model - additionally by the energy equation. The results of serial calculations showed a practical coincidence of distributions of gasdynamic parameters obtained by both models up to Knudsen numbers $Kn \leq 0,01$. The Knudsen number was calculated by r_w .

In a number of works it is shown that the NSF model can give satisfactory calculation results at $Kn \leq 0,1$. The results of the proposed work show that at Knudsen number $Kn=0,1$ both models of the first approximation give significantly different distributions of gas dynamic parameters. The obtained result can be considered as a peculiarity of the sharp edge streamline.

The problem of plate flow with absolutely sharp edge was also considered. The program code of the work [1] was used for the solution. The degree of flow disequilibrium in the vicinity of a sharp edge and on the profile of a plane shock wave in the interval of Mach number $M_\infty=2...10$ was compared.

It is shown that disequilibrium in the vicinity of a sharp edge is approximately twice as high as in a plane shock wave at the same Mach numbers. This fact apparently explains the physical inadequacy of continuum models in describing large curvature surface flow.

References

1. Nikitchenko Y.A., Berezko M.E. Program for calculation of hypersonic flow of a thin plate installed parallel to the flow. Certificate of state registration of computer program No.2022612341. 2022 г.
2. Kogan M.N. Dynamics of rarefied gas. - Moscow: Nauka, 1967 - 440 p.
3. Shakhov E.M. Method of investigation of rarefied gas motions. -M.: VTS AN USSR, 1975. - 207 с.

Социальные дилеммы в условиях выбора между личным транспортным средством и автобусом

Быков Н.В.^{1,2}, Костров М.А.¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

² Российский университет транспорта (РУТ-МИИТ), г. Москва, Россия

В настоящем докладе рассматриваются социальные дилеммы в транспортном потоке, возникающие при выборе пассажирами между автобусами и личными транспортными средствами (ЛТС). Рассматривается двухполосная замкнутая дорога. Движения транспортных средств по каждой полосе описывается на основе модели Revised S-NFS [1]. Перестроение между полосами движения осуществляется при выполнении двух критериев: стимулирующего и безопасности. В модели агенты, предпочитающие автобус, относятся к кооператорам, а предпочитающие ЛТС – к дефекторам. Социальная дилемма выявляется и оценивается на основании значения разности между максимальным значением социальной функции и ее значением в точке, соответствующей равновесию по Нэшу [2]. Рассматриваются следующие случаи: свободный поток, поток при критической плотности и уплотненный поток. Общее число агентов в каждом случае остается постоянным, а доля кооператоров увеличивается от 0 до 1. В качестве социальной функции выбран общий поток агентов, в качестве вознаграждения для каждого типа агентов – средняя скорость выбранного ими вида ТС.

Приведены результаты моделирования, показывающие что:

- Во всех рассмотренных случаях скорость ЛТС превышает скорость автобусов при любой доли кооператоров, а значит равновесию по Нэшу соответствует 0 доля кооператоров.
- Социальная дилемма отсутствует в случаях со свободным потоком и потоком при критической плотности, т.к. максимуму социальной функции соответствует 0 доля кооператоров.
- В случае с уплотненным потоком выявлена дилемма заключенного («Prisoner's dilemma»).

Предложены следующие способы решения социальной дилеммы:

- Выделенная автобусная полоса: социальная дилемма не исчезла, однако, поменяла тип на «Chicken game» [2], и равновесие по Нэшу наступает при 70–80 % доли кооператоров от общего числа агентов.
- С увеличением кол-ва полос произошло постепенное исчезновение дилеммы заключенного за счет перехода к свободному потоку.

Литература

1. Kokubo S., Tanimoto J., Hagishima A. A new Cellular Automata Model including a decelerating damping effect to reproduce Kerner's three-phase theory // Phys. A Stat. Mech. its Appl. North-Holland, 2011. Vol. 390, № 4. P. 561–568.
2. Bykov N. V., Kostrov M.A. Social dilemmas in a mixed traffic flow of buses and personal vehicles in transport mode choice // Phys. A Stat. Mech. its Appl. North-Holland, 2024. Vol. 647. P. 129873.

Social dilemmas in mode choice between buses and personal vehicles

Bykov N.V.^{1,2}, Kostrov M.A.¹

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

² Russian University of Transport (RUT-MIIT), Moscow, Russia

This paper presents an analysis of social dilemmas that arise when passengers are faced with choosing between personal vehicles and buses in a mixed traffic flow. A two-lane circle road is considered. The Revised S-NFS [1] model describes the dynamics of vehicles in a single lane. The lane change procedure consists of two criteria: incentive and safety. Thus, there are two types of agents in the model: bus passengers (cooperators) and drivers of personal vehicles (defectors). A social dilemma is identified and evaluated by the difference between the maximum value of the average social payoff (ASP) and its value at the point corresponding to the Nash equilibrium (NE) [2]. The four scenarios is considered: free flow, flow at critical density, congested flow. The total number of agents in the system remains constant for each scenario, while the fraction of cooperators varies from 0 to 1. The overall flux of agents (including both bus passengers and personal vehicle drivers) as an ASP is chosen. The payoffs for each type of agent are their average velocities.

The simulation results provide that:

- In all considered scenarios, the velocity of personal vehicles exceeds the velocity of buses for any fraction of cooperators. As a result, the NE corresponds to 0 fraction of cooperators.

- There is no social dilemma in scenarios with free flow and flow at critical density due to the maximum of the ASP corresponds to 0 fraction of cooperators.

- Scenarios with congested flow is associated with the Prisoner's dilemma (PD).

The following ways of solving the social dilemma are proposed:

- Dedicated bus lane: the social dilemma is changed the type from PD to Chicken game. NE typically occurs when more than 70–80 % of all agents are bus passengers.

- With the increase in the number of lanes, the prisoner's dilemma gradually disappeared due to the transition to free flow.

References

1. Kokubo S., Tanimoto J., Hagishima A. A new Cellular Automata Model including a decelerating damping effect to reproduce Kerner's three-phase theory // Phys. A Stat. Mech. its Appl. North-Holland, 2011. Vol. 390, № 4. P. 561–568.

2. Bykov N. V., Kostrov M.A. Social dilemmas in a mixed traffic flow of buses and personal vehicles in transport mode choice // Phys. A Stat. Mech. its Appl. North-Holland, 2024. Vol. 647. P. 129873.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

ALPHABETICAL INDEX

A

Abramov J.S., 154
Alekseev S.A., 166
Anikin V.N., 44
Anisimov S.A., 35
Arbuzov I.V., 141
Arutyunov A.G., 134
Astakhov S.A., 32, 173

B

Baechler I.A., 108
Baizigitova R.N., 115
Bakulin V.N., 39
Balakin S.V., 21
Belonogov V.D., 86
Belskiy A.B., 164
Birykova M.V., 19
Biryukov V.I., 32, 173
Bolshikh A.A., 60
Bon A.F.M., 17
Borisov D.A., 141
Bosak D.B., 128
Bulgakova M.N., 58
Bykov N.V., 143, 187

C

Chen Lei, 176
Cherkasova P.V., 96
Chernodarov A.V., 86
Chomshenko A.V., 54

D

Danilin A.N., 9
Denisov E.A., 9
Dyakov D.A., 73, 79, 171

E

Efremov A.V., 98, 106, 110

Efremov E.V., 98
Eremin S.A., 44
Ermakov V.Yu., 23, 29
Esipovich O.A., 164
Evreinova G.D., 58

F

Fedyushkin A.I., 182
Feldstein V.A., 9
Firsyuk S.O., 19, 23, 29

G

Gavva L.M., 64, 118
Glotov M.K., 17
Golovan V.I., 49
Gordeev S.V., 25
Goro Sekou, 94, 102
Goryainov V.A., 178
Gostev A.V., 154, 162
Gribtsov D.D., 60
Gridin A.V., 162
Grinenko A.S., 15
Grishin V.I., 49
Grishina A.Yu., 98
Gruzd A.D., 171
Gusev E.L., 39

I

Isaeva S.Y., 11

K

Kanev S.V., 25
Khartov S.A., 25
Khodina A.S., 51, 52
Khomyachkova A.N., 27
Kim I.L., 49
Kolenichenko G., 138
Kolesnik O.A., 128
Kolesnikova A.G., 92

Kolupaev A.M., 84
Kononov N.O., 47
Korneychuk A.N., 180
Korsun O.N., 90, 94, 102, 113
Korzun F.A., 106
Kostrov M.A., 187
Kosyanchuk V.V., 84
Krasavin E.E., 185
Kulkov V.M., 19
Kulmeteva V.A., 143
Kurguzov A.V., 23

L

Lapin A.V., 82
Lebedev A.O., 131
Levin D.N., 115
Likhosherst V.V., 100
Liseykin G.V., 77, 169

M

Martirosov M.I., 54
Matveev V.V., 96, 104
Maysak M.V., 147
Melkonyan R.V., 134
Mikhaylovskiy K.V., 37
Milovidov A.V., 147
Mishchenko I.B., 84
Mitrofanov O.V., 47, 56, 58, 62
Molkov O.R., 41, 60, 62
Moshkov P.A., 180
Moung Htang Om, 113
Myaukin D.A., 17

N

Nastas G.N., 69, 73, 79, 88
Navrotsky R.A., 121
Nenarokomov A.V., 15
Nikitchenko Y.A., 185
Nikolichev I.A., 15

O

Onuchin E.S., 9
Ostroumov M.N., 180

P

Pavlov M.V., 49
Peplin F.S., 126
Perepechaev S.A., 152
Permiakov A.P., 52
Petrova A.A., 169
Platoshin G.A., 84
Popov A.P., 69, 73
Popov Yu.I., 138
Prilipko E.A., 44
Prodanik V.A., 110
Pronin M.A., 77
Prozorova E.V., 46

R

Ravikovich Yu.A., 141
Reviznikov D.L., 15
Rymanova A.N., 51, 52, 118

S

Safin K.Z., 169
Safin R.M., 88, 171
Safoklov B.B., 164
Samulenkov Yu.I., 171
Selyugin S.V., 41
Serebrianskii S.A., 124
Serebryanskii S.A., 157
Serebryanskiy S.A., 131, 162
Serebryansky S.A., 134, 147, 152, 154
Skidanov S.A., 150
Smolin A. L., 88
Smolin A.L., 69, 73, 79
Sokolov M.V., 100
Stenyaeva D.A., 21
Strelets D.Yu., 176
Streltsov D.S., 104
Stulovskii A.V., 90
Sviridov A.A., 49
Sychev A.V., 141

T

T.A. Han, 64
Titov A.E., 69, 73
Titov D.M., 17

Titov E.I., 152
Titov N.N., 13
Toirov I.S., 171
Toropylina E.Y., 56, 62
Tufan A., 23, 29
Turbin N.V., 41

U

Uliushin I.I., 124
Ushakov I.O., 157

V

Vasikov D.V., 29
Voronich I.V., 166
Voytishina M.S., 166

W

Wai Yan Oo, 37

Y

Yurov A.M., 17

Z

Zagidullin R.S., 13
Zakharova O.O., 11
Zanina E.A., 54
Zhigulin I.E., 150
Zybin E.Yu., 82
Zybin E.Y., 84

A

Абрамов Я.С., 153
Алексеев С.А., 165
Аникин В.Н., 42
Анисимов С.А., 34
Арбузов И.В., 140
Арутюнов А.Г., 133
Астахов С.А., 30, 172

Б

Байзигитова Р.Н., 114
Бакулин В.Н., 38
Балакин С.В., 20
Белоногов В.Д., 85

Бельский А.Б., 163
Бехлер И.А., 107
Бирюков В.И., 30, 172
Бирюкова М.В., 18
Больших А.А., 59
Бон А.Ф.М., 16
Борисов Д.А., 140
Босак Д.Б., 127
Булгакова М.Н., 57
Быков Н.В., 142, 186

В

Вай Ян У, 35
Васиков Д.В., 28
Войтишина М.С., 165
Воронич И.В., 165
Воронка Т.В., 111

Г

Гавва Л.М., 62, 117
Глотов М.К., 16
Голован В.И., 48
Гордеев С.В., 24
Горо Секу, 92, 101
Горайнов В.А., 177
Гостев А.В., 153, 160
Грибцов Д.Д., 59
Гридин А.В., 160
Гриненко А.С., 14
Гришин В.И., 48
Гришина А.Ю., 97
Грузд А.Д., 170
Гусев Е.Л., 38

Д

Данилин А.Н., 8
Денисов Е.А., 8
Дьяков Д.А., 71, 78, 170

Е

Евреинова Г.Д., 57
Ерёмин С.А., 42
Ермаков В.Ю., 22, 28
Есипович О.А., 163
Ефремов А.В., 97, 105, 109

Ефремов Е.В., 97

Ж

Жигулин И.Е., 149

З

Загидуллин Р.С., 12

Занина Э.А., 53

Захарова О.О., 10

Зыбин Е.Ю., 81, 83

И

Исаева С.Ю., 10

К

Kiselev I.A., 32, 173

Канев С.В., 24

Ким Ю.Л., 48

Киселев И.А., 30, 172

Колениченко Г., 136

Колесник О.А., 127

Колесникова А.Г., 91

Колупаев А.М., 83

Кононов Н.О., 47

Корзун Ф.А., 105

Корнейчук А.Н., 179

Корсун О.Н., 89, 92, 101, 112

Костров М.А., 186

Косьянчук В.В., 83

Красавин Е.Э., 184

Кульков В.М., 18

Кульметьева В.А., 142

Кургузов А.В., 22

Л

Лапин А.В., 81

Лебедев А.О., 129

Левин Д.Н., 114

Лисейкин Г.В., 75, 168

Лихошерст В.В., 99

М

Mironova L.I., 128

Майсак М.В., 144

Мартirosов М.И., 53

Матвеев В.В., 95, 103

Мелконян Р.В., 133

Миловидов А.В., 144

Миронова Л.И., 127

Митрофанов О.В., 47, 55, 57, 61

Михайловский К.В., 35

Мищенко И.Б., 83

Мольков О.Р., 40, 59, 61

Моунг Хтанг Ом, 112

Мошков П.А., 179

Мяукин Д.А., 16

Н

Навроцкий Р.А., 120

Настас Г.Н., 67, 71, 78, 87

Ненарокомов А.В., 14

Никитченко Ю.А., 184

Николичев И.А., 14

О

Онучин Е.С., 8

Остроумов М.Н., 179

П

Павлов М.В., 48

Пеплин Ф.С., 125

Перепечаев С.А., 151

Пермяков А.П., 51

Петрова А.А., 168

Платошин Г.А., 83

Попов А.П., 67, 71

Попов Ю.И., 136

Прилипко Е.А., 42

Проданик В.А., 109

Прозорова Э.В., 45

Пронин М.А., 75

Р

Равикович Ю.А., 140

Ревизников Д.Л., 14

Рыманова А.Н., 50, 51, 117

С

Самуленков Ю.И., 170

Сафин К.З., 168

Сафин Р.М., 87, 170

Сафоклов Б.Б., 163

Свиридов А.А., 48

Селюгин С.В., 40

Серебрянский С.А., 122, 129, 133, 144,
151, 153, 156, 160

Скиданов С.Н., 149

Смолин А.Л., 67, 71

Смолин А.Л., 78, 87

Соколов М.В., 99

Стеняева Д.А., 20

Стрелец Д.Ю., 175

Стрельцов Д.С., 103

Стуловский А.В., 89

Сычёв А.В., 140

Т

Титов А.Е., 67, 71

Титов Д.М., 16

Титов Е.И., 151

Титов Н.Н., 12

Тоиров И.С., 170

Торопылина Е.Ю., 55, 61

Турбин Н.В., 40

Туфан А., 22, 28

Тяглик М.С., 111

У

Улюшин Я.И., 122

Ушаков И.О., 156

Ф

Федюшкин А.И., 181

Фельдштейн В.А., 8

Фирсюк С.О., 18, 22, 28

Х

Хан Тху Аунг, 62

Хартов С.А., 24

Ходина А.С., 50, 51

Хомченко А.В., 53

Хомячкова А.Н., 26

Ч

Черкасова П.В., 95

Чернодаров А.В., 85

Чэнь Лэй, 175

Ю

Юров А.М., 16



**Скоростной транспорт будущего:
перспективы, проблемы, решения**

**Тезисы 3-й Международной
научно-технической конференции**

**3rd International Conference
on High-Speed Transport Development (HSTD 2024).
Abstracts.**

Издательство «Перо»
109052, Москва, Нижегородская ул., д. 29-33, стр. 27, ком. 105
Тел.: (495) 973-72-28, 665-34-36
Подписано к использованию 07.11.2024.
Объем 3,8 Мбайт. Электрон. текстовые данные. Заказ 1121.