

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

Тезисы

2nd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023)

Abstracts

Эко-отель «Алые паруса», Алушта
29 августа – 3 сентября

Alushta
29 August - 3 September

2023

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

2nd International Conference
on High-Speed Transport Development
(HSTD 2023)

Тезисы

Abstracts

г. Алушта
29 августа – 3 сентября 2023 года

Alushta
29 August - 3 September 2023

УДК 629
ББК 39я43
В87

В87 2-я Международная научно-техническая конференция «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения». 29 августа – 3 сентября 2023 года, Алушта. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2023– 19,3 Мб [Электронное издание]

2nd International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023). 29 August - 3 September 2023, Alushta. Abstracts. – Publishing house “Pero”, 2023. – 19,3 MB. [Electronic edition].

ISBN 978-5-00218-866-6

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

Abstracts, which were sent to Organizing Committee in electronic form, are included in the digest. The Conference is held in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center “Supersonic” for 2020-2025 funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement of April, 20, 2022 № 075-15-2022-309).

ISBN 978-5-00218-866-6

УДК 629
ББК 39я43

© Московский авиационный институт, 2023

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Погосян Михаил Асланович – д.т.н., академик РАН, ректор, МАИ (сопредседатель)

Чернышев Сергей Леонидович – д.т.н., академик РАН, научный руководитель, ЦАГИ (сопредседатель)

Члены комитета:

Ефремов Александр Викторович – д.т.н., заведующий кафедрой «Динамика полета», МАИ;

Исаева Светлана Юрьевна – к.э.н., директор центра «Маркетинг», МАИ;

Козелков Андрей Сергеевич – д.ф.-м.н., начальник отдела, ФГУП РФЯЦ-ВНИИЭФ, Саров;

Корсун Олег Николаевич – д.т.н., начальник лаборатории, ГосНИИ АС;

Матвеев Валерий Павлович – д.т.н., академик РАН, научный руководитель, ПФИЦ УрО РАН;

Кутахов Владимир Павлович – д.т.н., профессор, заслуженный деятель науки РФ, директор проектного комплекса «Роботизированные авиационные системы» ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского»;

Митрофанов Олег Владимирович – д.т.н., профессор каф. «Проектирование и сертификация авиационной техники», МАИ;

Стрелец Дмитрий Юрьевич – к.т.н., директор НЦМУ «Сверхзвук», МАИ;

Тюменцев Юрий Владимирович – д.т.н., профессор каф. «Динамика полета», МАИ;

Башкиров Игорь Геннадьевич – д.т.н., начальник отдела, ЦАГИ;

Шахматов Евгений Владимирович – д.т.н., академик РАН, научный руководитель, Самарский университет;

Горячева Ирина Георгиевна – д.ф.-м.н., академик РАН, заведующий лабораторией, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН;

Бекжанова Сауле Ертаевна – д.т.н., профессор, Satbayev University, Институт управления проектами, Казахстан

Сандип Саха - профессор, Индийский технологический институт, Харагпур, Индия

Синцюнь Чжань - профессор, Шанхайский университет Цзяо Тун, Китай

Чжунлян Цзин - профессор, Шанхайский университет Цзяо Тун, Китай

Цзяци Луо - профессор, Чжэцзянский университет, Китай

Тай Цзинь - профессор, Чжэцзянский университет, Китай

PROGRAM COMMITTEE

Pogosyan Mikhail Aslanovich – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Rector, Moscow Aviation Institute (National Research University) (**co-chairman**)

Chernyshev Sergey Leonidovich – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Scientific Supervisor, Central Aerohydrodynamic Institute (**co-chairman**)

Committee members:

Efremov Alexander Viktorovich – Doctor of Technical Sciences, Head of the Flight Dynamics Department, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Isaeva Svetlana Yuryevna – Candidate of Economic Sciences, Director of the Center "Marketing", Moscow Aviation Institute (National Research University);

Kozelkov Andrey Sergeevich – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Head of Department, Russian Federal Nuclear Center, Sarov;

Korsun Oleg Nikolaevich – Doctor of Technical Sciences, Head of Laboratory, State Research Institute of Aviation Systems;

Matveenkov Valery Pavlovich – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Scientific Supervisor, Perm Federal Research Center of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences;

Kutahov Vladimir Pavlovich - Doctor of Technical Sciences, Professor, Honored Scientist of the Russian Federation, Director of the project complex "Robotic Aviation Systems" of the Federal State Budgetary Institution "National Research Center" Institute named after N.E. Zhukovsky";

Mitrofanov Oleg Vladimirovich – Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft Design and Certification Department, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Strelets Dmitry Yurevich – Candidate of Technical Sciences, Head of the World-Class Research Center "Supersonic", Moscow Aviation Institute (National Research University);

Tyumentsev Yury Vladimirovich – Doctor of Technical Sciences, Professor of the Flight Dynamics Department, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Bashkirov Igor Gennadievich – Doctor of Technical Sciences, Head of Department, Central Aerohydrodynamic Institute;

Shakhmatov Evgeny Vladimirovich – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Scientific Supervisor, Samara University;

Goryacheva Irina Georgievna – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Head of the Laboratory, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences;

Bekzhanova Saule Ertaevna – Doctor of Technical Sciences, Professor, Academy of Logistics and Transport, Almaty, Kazakhstan;

Sandeep Saha - Professor, Indian Institute of Technology Kharagpur, India;

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

Zhongliang Jing – Professor, Shanghai Jiao Tong University, China;

Jiaqi Luo – Professor, Department of Aeronautics, Zhejiang University, China;

Tai Jin – Associate Professor, Department of Aeronautics, Zhejiang University, China.

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Погосян Михаил Асланович – д.т.н., академик РАН, ректор МАИ
(председатель)

Стрелец Дмитрий Юрьевич – к.т.н., директор НЦМУ «Сверхзвук», директор
дирекции Института 1, начальник НИО-101, МАИ
(сопредседатель)

Члены комитета:

Крылов Сергей Сергеевич – к.ф.-м.н., директор дирекции Института №8,
МАИ;

Ефремов Александр Викторович – д.т.н., профессор, заведующий кафедрой
«Динамика полета», МАИ;

Гавва Любовь Михайловна – д.т.н., профессор кафедры «Проектирование и
сертификация авиационной техники» МАИ;

Булакина Мария Борисовна – директор IT-центра, МАИ;

Гостев Александр Васильевич – к.т.н., доцент, заведующий кафедрой
«Техническая эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей» МГТУ
ГА;

Серебрянский Сергей Алексеевич – к.т.н., доцент, доцент кафедры
«Проектирование и сертификация авиационной техники», МАИ;

Настас Геннадий Николаевич – к.т.н., начальник отделения проектного
комплекса «Роботизированные авиационные системы» ФГБУ «НИЦ «Институт имени
Н.Е.Жуковского»;

Одинцова Наталья Виктровна – начальник НИО-1, МАИ;

Клиновский Роман Юрьевич – директор ДПНПП, МАИ;

Половина Ирина Васильевна – специалист ДПНПП МАИ;

Шкурин Максим Викторович – старший преподаватель кафедры
«Проектирование и сертификация авиационной техники», МАИ.

Куприков Иван Валерьевич – ведущий инженер НИО-101, МАИ;

ORGANIZING COMMITTEE

Pogosyan Mikhail Aslanovich – Doctor of Technical Sciences, Academician of the Russian Academy of Sciences, Rector, Moscow Aviation Institute (National Research University) (**chairman**)

Strelets Dmitry Yurevich – Candidate of Technical Sciences, Head of the World-Class Research Center “Supersonic”, Moscow Aviation Institute (National Research University) (co-chairman)

Committee members:

Krylov Sergey Sergeevich – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Director of the Directorate of Institute of Computer Science and Applied Mathematics, Moscow Aviation Institute (National Research University)

Efremov Alexander Viktorovich – Doctor of Technical Sciences, Head of the Flight Dynamics Department, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Gavva Lyubov Mikhailovna – Candidate of Technical Sciences, Professor of the Aircraft Design and Certification Department, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Bulakina Maria Borisovna – Director of the IT Center, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Gostev Alexander Vasilyevich - Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Department of “Technical Operation of Aircraft and Aircraft Engines”, Moscow State Technical University of Civil Aviation;

Serebryansky Sergey Alekseevich – Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aircraft Design and Certification Department, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Nastas Gennadiy Nikolayevich – head of the department of the design complex “Robotic Aviation Systems” of the Federal State Budgetary Institution “National Research Center “Institute named after N.E. Zhukovsky”;

Odintsova Natalya Viktorovna – Head of R&D Department of Institute of Aviation Technology, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Klinovsky Roman Yurievich – Director of the Directorate of Advanced Scientific Programs and Projects, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Polovina Irina Vasilievna – Specialist of the Directorate of Advanced Scientific Programs and Projects, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Shkurin Maksim Viktorovich – Senior Lecturer of the Aircraft Design and Certification Department, Moscow Aviation Institute (National Research University);

Kuprikov Ivan Valeryevich – leading engineer, R&D Department of Institute of Aviation Technology.

СОДЕРЖАНИЕ
TABLE OF CONTENTS

АКУСТИКА. ШУМ. ВИБРАЦИИ. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ.....	8
ACOUSTICS. NOISE. VIBRATIONS. PROCESS MODELING	8
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА, СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ	33
PROPULSION SYSTEM AND EQUIPMENT.....	33
КОНСТРУКЦИЯ. ПРОЧНОСТЬ. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ.....	71
STRUCTURAL STRENGTH. NEW MATERIALS.....	71
ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ. ЖИЗНЕННЫЙ ЦИКЛ	111
TRANSPORT SYSTEMS. LIFE CYCLE	111
НАДЕЖНОСТЬ. ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТЬ. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ	126
RELIABILITY. FAILURE SAFETY. MAINTENANCE AND REPAIR.....	126
ДИНАМИКА УПРАВЛЕНИЕ. ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМ.....	161
DYNAMICS. CONTROL. INTELLECTUALIZATION OF SYSTEMS.....	161
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ	189
MATHEMATICAL MODELING	189
ПРОЕКТИРОВАНИЕ. КОНСТРУИРОВАНИЕ. ПРОИЗВОДСТВО	205
DESIGNING. CONSTRUCTION. PRODUCTION	205

АКУСТИКА. ШУМ. ВИБРАЦИИ. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ

ACOUSTICS. NOISE. VIBRATIONS. PROCESS MODELING

Концепция акустического проектирования винтовых летательных аппаратов самолетного типа

Мошков П.А., Погосян М.А.
МАИ, Москва, Россия

Проблема снижения шумового воздействия винтовых летательных аппаратов (ЛА) самолетного типа является актуальной ввиду наличия международных стандартов ИКАО [1] и авиационных правил (АП-36, CS-36), регламентирующих предельно допустимые уровни шума на местности легких и тяжелых винтовых самолетов. Удовлетворение требованиям данных документов является обязательным условием получения сертификата типа на самолет. Периодически требования по шуму на местности винтовых самолетов ужесточаются [2].

Другой аспект данной проблемы связан с необходимостью снижения шума винтовых беспилотных воздушных судов (БВС) самолетного типа как гражданского, так и специального назначения. Низкие уровни шума БВС гражданского назначения в настоящее время являются конкурентным преимуществом аппарата, но в перспективе возможна разработка и внедрение международных стандартов, регламентирующих предельно допустимые уровни шума на местности таких аппаратов. Для БВС специального назначения низкие уровни шума на местности обеспечивают низкую степень акустической заметности, и, как следствие, повышают живучесть аппарата.

В докладе предложена концепция акустического проектирования винтовых летательных аппаратов самолетного типа, т.е. с учетом требуемых акустических характеристик. Предложена схема выполнения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ на различных этапах проекта, необходимых для реализации данной концепции. Предложена принципиальная схема расчетных исследований в рамках процесса акустического проектирования винтовых летательных аппаратов самолетного типа. Рассмотрена принципиальная схема выбора винтомоторной силовой установки [3] с учетом требуемых акустических характеристик.

Литература

1. Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Montreal. Canada. ICAO (2011) Vol. 1 Aircraft Noise. 227 p.
2. Погосян М.А., Мошков П.А. Современные проблемы аэроакустики винтовых летательных аппаратов самолетного типа // Динамика и виброакустика. 2023. Т.9. № 1. С. 6–15. DOI: 10.18287/2409-4579-2023-9-1-6-15
3. Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A., Bolun C. The problems of selecting the power plant for light propeller-driven aircraft and unmanned aerial vehicle taking into account the requirements for community noise // Akustika. 2021. Vol. 39. pp. 164–169. DOI: 10.36336/akustika202139162

The Concept of Acoustic Design of Propeller-Driven Fixed-Wing Aircrafts

Moshkov P.A.¹, Pogosyan M.A.¹
¹MAI, Moscow, Russia

The problem of reducing the noise impact of aircraft-type propeller aircraft is relevant due to the availability of international ICAO standards [1] and aviation regulations (AP-36, CS-36) regulating the maximum permissible community noise levels of light and heavy propeller-driven aircraft. Meeting the requirements of these documents is a prerequisite for

obtaining a type certificate for an aircraft. Periodically, the noise requirements on the terrain of propeller aircraft are tightened [2].

Another aspect of this problem is related to the need to reduce the noise of propeller-driven unmanned aerial vehicles (UAV) aircraft of both civil and special purpose. Low noise levels of civil-purpose UAVs are currently a competitive advantage of the device, but in the future, it is possible to develop and implement international standards regulating the maximum permissible community noise levels of such devices. For special-purpose UAVS, low community noise levels on provide a low degree of acoustic signature, and, as a result, increase the survivability of the device.

The article proposes the concept of acoustic design of propeller-driven fixed wing aircraft, i.e. taking into account the required acoustic characteristics. The scheme of research and development work at various stage of the project necessary for the implementation of this concept is proposed. A schematic diagram of computational studies in the framework of the acoustic design process of propeller-driven fixed-wing aircraft is proposed. A schematic diagram of the choice of a propeller-driven power plant [3] is considered, taking into account the required acoustic characteristics.

References

1. Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Montreal. Canada. ICAO (2011) Vol. 1 Aircraft Noise. 227 p.

2. Pogosyan M.A., Moshkov P.A. Modern problems of aeroacoustics of propeller-driven fixed-wing aircrafts. Journal of Dynamics and Vibroacoustics. 2023. Vol. 6. No. 1. pp.6–15. DOI: 10.18287/2409-4579-2023-9-1-6-15

3. Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A., Bolun C. The problems of selecting the power plant for light propeller-driven aircraft and unmanned aerial vehicle taking into account the requirements for community noise. Akustika. 2021. Vol. 39. pp. 164–169. DOI: 10.36336/akustika202139162

Локализация источников шума в струях, истекающих из гофрированных сопел

Храмцов И.В.¹, Ершов В.В.¹, Кустов О.Ю.¹

¹ ПНИПУ, г. Пермь, Россия

Шум реактивной струи остается значительным источником шума при взлете самолета [1], и его снижение представляет собой серьезную проблему. Наиболее распространенным направлением работ для дальнейшего снижения шума струи является изменение конструкции выхлопных устройств двигателей, приводящих к изменению условий истечений струй и их смешения с окружающей средой. К таким методам стоит отнести щелевидные (прямоугольные), шевронные, скошенные и гофрированные сопла [2].

На реальных авиационных двигателях чаще всего используются шевронные сопла. Такие сопла имеют треугольные зубцы на кромке сопла, которые приводят к интенсификации вихреобразования в сдвиговом слое и улучшают смешение потоков. При этом шевроны эффективно снижают шум в области низких частот, но приводят к усилению шума в области высоких частот. Другим типом сопла, которое может быть использовано на авиационном двигателе, является гофрированное сопло. Такие сопла имеют слабую синусоидальную гофрировку на кромке сопла.

В работе рассматриваются акустические характеристики струй, истекающих из конического и гофрированных сопел. Гофрированные сопла имеют от 6 до 12 лепестков высотой от 1,5 до 3 мм. Проведенные эксперименты по измерению шума турбулентной струи показали, что эффективность созданных гофрированных сопел может достигать 2-3 дБ без усиления шума на высоких частотах.

Проведена локализация источников шума в турбулентной струе, образованной с помощью конического и гофрированных сопловых насадков. Использовалась плоская 9-лучевая 54-канальная микрофонная антенна Bruel & Kjaer и метод Beamforming Delay-and-Sum. В результате получено положение источников шума в турбулентной струе в третьоктавных полосах частот. Использование гофрированных сопел приводит к отклонению положения источников шума относительно струи, образованной с помощью конического сопла. Положения источников шума на более высоких частотах относительно максимума излучения смещаются в область ближе к срезу сопла, а на более низких частотах наоборот отдаляются от среза. Увеличение числа лепестков и их размеров приводит к более сильным отклонениям положений источников шума.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-72-00063, <https://rscf.ru/project/22-72-00063/>. Работа выполнена на базе УНУ «Акустическая заглушенная камера с аэродинамическими источниками шума» ФГАОУ ВО ПНИПУ, регистрационный номер 500617.

Литература:

1. Leylekian L., Lebrun M., Lempereur P. An overview of aircraft noise reduction technologies. Journal AerospaceLab. 2014, Iss. 7, P. 1-15
2. Кузнецов В.М. Основы теории шума турбулентных струй. М.: Физматлит, 2008, 240 с.

Localization of noise sources in jets flowing from lobed nozzles

Khramtsov I.¹, Ershov V.¹, Kustov O.¹

¹ PNRPU, Perm, Russia

Jet noise remains a significant source of aircraft takeoff noise [1] and its reduction is a major challenge. The most common direction of work for further reduction of jet noise is to change the design of engine exhaust devices, leading to a change in the conditions of jet outflows and their mixing with the environment. Such methods include slot-shaped (rectangular), chevron, beveled and lobed nozzles [2].

On real aircraft engines, chevron nozzles are most often used. Such nozzles have triangular teeth on the edge of the nozzle, which lead to the intensification of vortex formation in the shear layer and improve the mixing of flows. At the same time, chevrons effectively reduce noise in the low-frequency region, but lead to noise amplification in the high-frequency region. Another type of nozzle that can be used on an aircraft engine is the lobed nozzle. Such nozzles have a slight sinusoidal corrugation at the edge of the nozzle.

The paper considers the acoustic characteristics of jets flowing from conical and lobed nozzles. Lobed nozzles have from 6 to 12 lobes with a height of 1.5 to 3 mm. The experiments carried out to measure the turbulent jet noise showed that the efficiency of the created lobed nozzles can reach 2-3 dB without amplifying the noise at high frequencies.

The localization of noise sources in a turbulent jet formed using conical and lobed nozzles was carried out. A planar 9-beam 54-channel Bruel & Kjaer microphone array and Delay-and-Sum Beamforming technique were used. As a result, the position of noise sources in a turbulent jet in one-third octave frequency bands was obtained. The use of lobed nozzles leads to a deviation of the position of the noise sources relative to the jet formed by the conical nozzle. The positions of noise sources at higher frequencies relative to the emission maximum are shifted to the area closer to the nozzle exit, and at lower frequencies, on the contrary, they move away from the nozzle exit. An increase in the number of lobes and their size leads to stronger deviations in the positions of noise sources.

This work was supported by the Russian Science Foundation (Project No. 22-72-00063, <https://rscf.ru/project/22-72-00063/>). Experiments were conducted with the use of the unique scientific installation «Acoustic anechoic chamber with aerodynamic noise sources», registration No.500617.

References

1. Leylekian L., Lebrun M., Lempereur P. An overview of aircraft noise reduction technologies. Journal AerospaceLab. 2014, Iss. 7, P. 1-15
2. Kuznetsov, V.M. Basics of the noise theory of turbulent jets. Fizmatlit, Moscow, 2008, 240 p.

О корректной генерации одиночной звуковой моды в канале с потоком в COMSOL Multiphysics

Пальчиковский В.В.¹, Белобородов Ф.С.¹

¹ ПНИПУ, г. Пермь, Россия

Вентилятор вносит существенный вклад в шум современного авиационного двухконтурного двигателя. В связи с этим важно уметь с хорошей точностью определять расчетным способом шум вентилятора в дальнем поле. Прогнозирование шума вентилятора в дальнем поле может строиться на моделировании распространения одиночных звуковых мод с заданными амплитудными коэффициентами от сечения вентилятора в дальнее поле, где затем выполняется суммирование мод. Моделирование часто представляет собой численное решение математической модели в частотной области с заданными граничными условиями, которая описывает распространение звуковых волн в движущейся среде до границ, где скорость среды уже довольно мала. Амплитудные коэффициенты генерируемых вентилятором мод при этом считаются известными. Далее с помощью интеграла Гельмгольца-Кирхгоффа акустическое давление пересчитывается в дальнее поле. Такая постановка существенно экономит вычислительные ресурсы и время расчетов.

Пакет конечно-элементного анализа COMSOL Multiphysics позволяет реализовать перечисленные задачи. При этом важным аспектом при решении подобных задач в частотной области является правильная постановка генерации одиночных мод. Задать генерируемую моду через акустическое давление или акустический потенциал нельзя, поскольку она будет представлять собой сумму прямой моды и отраженной моды, амплитудный коэффициент которой неизвестен. Однако это можно сделать, задавая соответствующий генерируемой моде поток массы, направленный через границу источника внутрь расчетной области, а также разность полного потенциала и потенциала, соответствующего генерируемой моде. Чтобы убедиться в правильности такой постановки необходимо решить тестовую задачу, для которой известно аналитическое решение.

Таким образом, в работе рассматривается решение тестовой задачи в COMSOL Multiphysics по генерации одиночной моды в канале кольцевого сечения с однородным потоком. Для верификации численное решение сравнивается с аналитическим. Затем решается задача с более сложной геометрией и неоднородным потоком. Этой задачей является распространение шума двигателя JT15D в переднюю полусферу. Результаты моделирования сравниваются с экспериментальными результатами, представленными в [1].

При решении тестовой задачи выявлено полное совпадение результатов численного моделирования с аналитическим решением, что говорит о корректности рассмотренной постановки генерации одиночной моды в COMSOL Multiphysics. Численное моделирование шума турбореактивного двигателя JT15D в дальнем поле показало хорошее совпадение с данным стендовых экспериментов при невысоких скоростях вращения вентилятора.

Работа выполнена при финансовой поддержке Пермского края и Российского научного фонда, номер проекта 22-22-20087.

Литература

1. Lan J.H., Guo Yu., Breard C. Validation of acoustic propagation code with JT15D static and flight test data. AIAA Paper, 2004, No. 2986.

On the correct generation of a single sound mode in a duct with flow in COMSOL Multiphysics

Palchikovskiy V.V.¹, Beloborodov Ph.S.¹

¹Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

A fan makes a significant contribution to the noise of a modern bypass aircraft engine. In this regard, it is important to be able to predict the fan noise in the far field with good accuracy. Fan noise prediction in the far field can be based on simulation of a single-mode propagation of sound waves with given amplitude coefficients from the fan cross section into the far field, where the modes are then summed. The simulation is often a numerical solution of a mathematical model in the frequency domain with given boundary conditions, which describes the propagation of sound waves in a moving medium to the boundaries, where the velocity of the medium is sufficiently low. The amplitude coefficients of the modes generated by the fan are considered to be known. Further, using the Helmholtz-Kirchhoff integral, the acoustic pressure is recalculated into the far field. This approach significantly saves computational resources and time.

The COMSOL Multiphysics software allows you to implement these tasks. An important aspect in solving such problems in the frequency domain is the correct statement of the single-mode generation. Setting the generated mode in terms of acoustic pressure or acoustic potential is uncorrected, since it is the sum of the incident mode and the reflected mode, but the amplitude coefficient of the latter is unknown. However, this can be done by setting the mass flow corresponding to the generated mode, directed through the source boundary inward the computational domain, as well as the difference between the full-field acoustic potential and the potential corresponding to the generated mode. To verify the correctness of such a statement, it is necessary to solve a test problem with a known analytical solution.

Thus, in this paper, we consider the solution of a test problem in COMSOL Multiphysics for generating a single mode in an annular duct with a uniform flow. For verification, the numerical solution is compared with the analytical one. Then a problem with a more complex geometry and non-uniform flow is solved. It is the noise propagation of the JT15D engine into the forward hemisphere. The simulation results are compared with the experimental results presented in [1].

Solution of the test problem revealed a complete agreement of the results of numerical simulation with the analytical solution, which indicates the correctness of the considered statement of a single mode generation in COMSOL Multiphysics. Numerical simulation of the noise of JT15D turbofan engine in a far field showed a good agreement with static data at low fan speeds.

The work was funded by a grant from Perm Region and Russian Science Foundation, grant number 22-22-20087.

References

1. Lan J.H., Guo Yu., Breard C. Validation of acoustic propagation code with JT15D static and flight test data. AIAA Paper, 2004, No. 2986.

Методика вибрационных испытаний беспилотных воздушных судов вертолетного типа

Ковалева Е.А.¹, Городниченко В.И.¹, Кругов А.А.¹

¹ ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

В настоящем докладе рассмотрена задача по созданию интеллектуального роботизированного испытательного стенда для проведения сертификационных ресурсных испытаний беспилотных воздушных судов вертолетного типа (БВС ВТ). Стенд на базе промышленного робота позволяет воспроизводить на объекте испытаний фактические вибрационные нагрузки, действующие на БВС ВТ в полете и избежать недостатков, присущих современным стендам ресурсных испытаний. Предложения по разработке интеллектуального роботизированного испытательного стенда, предназначенного для отработки сложных самолетных и вертолетных режимов полета, основаны на использовании промышленного робота KUKA KR 1000 titan. Конструктивно интеллектуальный роботизированный испытательный стенд [1] состоит из промышленного робота, основными элементами которого являются - трехосная центральная рука с установочным фланцем, предназначенным для закрепления объекта испытаний, трехосный манипулятор с расположенными на нем двигателями, а также управляющая контрольно-измерительная система и платформа. Контрольно-измерительная система включает: акселерометры, предварительные усилители и модуль аналого-цифрового/цифро-аналогового преобразователя.

Научно-методическое обеспечение по заданию блока полетных нагрузок в перегрузках, а также методика определения напряжений в критических по усталости конструктивных элементах отработаны на примере исследования ресурса соединительного фланца узла крепления капсулы (кабины) тренажера к фланцу промышленного робота KUKA KR 1000 titan [2]. Интеллектуальный роботизированный испытательный стенд позволит решить задачу проведения ресурсных испытаний БВС ВТ по фактическим эксплуатационным переменным вибрационным нагрузкам в значительно меньшие сроки и со снижением трудоемкости испытаний.

Литература

1. Роботизированный способ ресурсных испытаний беспилотных воздушных судов вертикального взлета и посадки. Ганяк О.И., Городниченко В.И., Шибяев В.М. и др. патент, 2022. - № RU 2784677 С1.

2. Бюшгенс А.Г., Городниченко В.И., Десятник П.А. и др. Оценка безопасного срока службы тренажера пространственной дезориентации на основе анализа усталостной прочности и безопасности повреждения конструктивных элементов. М: Проблемы безопасности полетов, 2020. - № 12. – С. 3-11.

Methodology for vibration testing for unmanned aircraft of helicopter type

Kovaleva E.A.¹, Gorodnichenko V.I.¹, Krugov A.A.¹

¹ TSAGI, Zhukovsky, Russia

The paper discusses the task of creating an intelligent robotic test-bench intended for rotor UAV certification endurance tests. The test-bench based on an industrial robot provides simulation of in-flight vibration loads on a rotorcraft UAV and is devoid of inherent imperfections of modern test-benches. The proposals for development of an intelligent robotic test-bench for aircraft and helicopter complex flight mode testing are based on KUKA KR 1000 titan industrial robot. Structurally, an intelligent robotic test-bench [1] consists of an industrial robot; its basic elements are a three-axis central arm with an installation flange to hold the test object, a three-axis manipulator with motors on it, an instrumentation system and

a platform. The instrumentation system includes accelerometers, preamplifiers and A/D/D/A module converter.

Scientific and methodological support for setting a block of overloading flight loads and methodology for determining stress in fatigue-critical structural elements were exercised on the life study of a connecting flange of the simulator cabin attachment (joint) to the flange of KUKA KR 1000 titan industrial robot [2]. Intelligent robotic test bench provides rotor UAV endurance tests for actual variable vibrational limit loads in much shorter time and with less labour input.

References

1. Robotic method for life testing of vertical takeoff and landing unmanned aerial vehicles. Ganyak O.I., Gorodnichenko V.I., Shibaev V.M. and other patent, 2022. - № RU 2784677 C1.

2. Byushgens A.G., Gorodnichenko V.I., Desyatnik P.A. Evaluation of the safe service life of a spatial disorientation simulators based on the analysis of fatigue strength and safety of damage to structural elements. M: Problems of flight safety. 2020. - № 12. – С. 3-11.

Симметризация ламинарного течения вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре при периодическом воздействии на скорость входного потока

Федюшкин А. И.¹, Пунтус А. А.²

¹ ИИМех РАН, г. Москва, Россия,

² МАИ, г. Москва, Россия

Решение задачи о течении вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре при малых числах Рейнольдса было получено независимо Джеффри [1, 2] и Гамелем [3, 4] более ста лет назад. Известно, что течение вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре при малых числах Рейнольдса симметрично, но при увеличении чисел Рейнольдса выше критического Re^* течение теряет симметрию, оставаясь стационарным, а при превышении Re^{**} асимметричное течение становится колебательным, переходя затем в турбулентный режим. Изучение нелинейных режимов ламинарных течений жидкости и газа в диффузоре, например, таких, как асимметричность и перемежаемость потока, имеет большое фундаментальное и практическое значение. Однако перемежаемость и асимметрия ламинарных стационарных течений в диффузоре изучена недостаточно по сравнению с турбулентными режимами течения. Обзор работ по решению задачи Джеффри – Гамеля и обобщение на основе группового анализа даны в работе [5], где указывается о возможных неединственности в стационарных решениях задачи Джеффри – Гамеля, то есть на возможность асимметричности и перемежаемости потока в жидкости в диффузоре. Авторами работ [6-7] 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 работе [8] численно показано влияние угла раствора и удлинения диффузора на асимметрию течения в плоском диффузоре и сказано, что наложение периодических вибраций на входной поток могут симметризовать поток, но это нуждается в более детальном исследовании. В работах [9-11] на основе численного решения уравнений Навье-Стокса для вязкой несжимаемой жидкости были изучены 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 данной работе показано влияние слабого периодического вибрационного воздействия на скорость входного потока V_{inlet} вязкой несжимаемой жидкости в плоский диффузор на симметризацию асимметричного течения, которое наблюдается

при отсутствии вибрационного воздействия. Приводятся результаты моделирования течения вязкой несжимаемой жидкости на основе численного решения уравнений Навье-Стокса для различных чисел Рейнольдса в диапазоне до 10^3 , различных амплитуд A и частот f при вибрационном периодическом воздействии на скорость потока на входе в диффузор V_{inlet} в виде: $V = V_{inlet} + A \sin(2\pi ft)$. Показано, что вибрационные воздействия даже при амплитудах менее 1% от скорости V_{inlet} способны симметризовать течение в диффузоре. Приводятся мгновенные и осредненные по времени характеристики течений в виде профилей и изолиний скоростей. Отдельно показаны картины течений, создаваемые периодическим воздействием при $V_{inlet} = 0$, $A \neq 0$, и при отсутствии вибраций $V_{inlet} \neq 0$, $A = 0$.

Результаты численного моделирования показали один из способов симметризации асимметричных ламинарных течений вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре при периодическом воздействии на скорость входного потока.

Литература

1. Jeffery G.V. The two-dimensional steady motion of a viscous fluid// *Phil. Mag.* 1915. Ser.6. V29. № 172, pp. 455–465.
2. Джеффри Дж. Б. Двумерное установившееся движение вязкой жидкости. Перевод с английского Д.В. Георгиевского (соредакторы перевода Л. Д. Акуленко, С. В. Нестеров). // *Нелинейная динамика*, 2009, Т.5, №1, 2009г., С.101–109.
3. Hamel G. Spiralförmige Bewegungen zaher Flüssigkeiten // *Jahres her. Deutsch. Math. Ver.* 1917. Bd 25. S. 34–60.
4. Гамель Г. Спиралевидные движения вязкой жидкости, Перевод с немецкого С. В. Нестерова (соредакторы перевода Л. Д. Акуленко, Д.В. Георгиевский). // *Нелинейная динамика*, Т.5, № 1, 2009г., С.111–133
5. Пухначёв В.В. Симметрии в уравнениях Навье-Стокса // *Успехи механики*, 2006, Т. 4, № 1, С. 6–76.
6. Акуленко Л.Д., Георгиевский Д.В., Кумакшев С.А. Регулярно продолжаемые по числу Рейнольдса решения задачи Джеффри – Гамеля // *Известия РАН. МЖГ*. 2004. № 1. С. 15–32.
7. 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: Altenbach, H., Goldstein, R., Murashkin, E. (eds) *Mechanics for Materials and Technologies. Advanced Structured Materials*, vol 46. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-319-56050-2_1
8. Majid Nabavi. Three-dimensional asymmetric flow through a planar diffuser: Effects of divergence angle, Reynolds number and aspect ratio. *International Communications in Heat and Mass Transfer* 37. 2010, pp. 17–20.
9. 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.
10. Федюшкин А. И., Пунтус А. А. Нелинейные особенности ламинарных течений жидкости на Земле и в невесомости // *Труды МАИ*. 2018. № 102.
11. Федюшкин А. И., Пунтус А.А., Асимметрия и перемежаемость ламинарного течения вязкой несжимаемой жидкости в плоском диффузоре. "Модели и методы аэродинамики". Материалы XXII международной школы-семинара, Сочи, 4–9 сентября 2022г. М.: -ЦАГИ. 2022, с. 82–84.

Symmetrization of the laminar flow of a viscous incompressible fluid in a flat diffuser under periodic influence on the inlet flow velocity

Fedyushkin A. I.¹, Puntus A. A.²

¹ IPMech RAS, Moscow, Russia

² MAI, Moscow, Russia

The solution of the problem of the flow of a viscous incompressible fluid in a flat diffuser at small Reynolds numbers was obtained independently by Jeffrey [1] and Hamel [2] more than a hundred years ago. It is known that the flow of a viscous incompressible fluid in a flat diffuser is symmetrical at low Reynolds numbers, but with an increase in the Reynolds numbers above the critical Re^* , the flow loses symmetry, remaining stationary, and with an excess of Re^{**} , the asymmetric flow becomes oscillatory, then passing into a turbulent regime. The study of nonlinear regimes of laminar flows of liquid and gas in a diffuser, for example, such as asymmetry and intermittency of the flow, is of great fundamental and practical importance. However, the intermittency and asymmetry of laminar stationary flows in the diffuser has not been sufficiently studied in comparison with turbulent flow regimes. A review of the work on solving the Jeffrey–Hamel problem and a generalization based on group analysis are given in [3], which indicates possible non-uniqueness in stationary solutions of the Jeffrey-Hamel problem, that is, the possibility of asymmetry and intermittency of the flow in the fluid in the diffuser. The authors of [4-5] 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. In [6], the effect of the solution angle and the extension of the diffuser on the asymmetry of the flow in a flat diffuser is numerically shown and it is said that the imposition of periodic vibrations on the input flow can symmetrize the flow, but this needs a more detailed study. In [7-9], based on the numerical solution of the Navier-Stokes equations for a viscous incompressible fluid, laminar symmetric and asymmetric stationary and transient flow regimes in a flat diffuser with a small solution angle were studied and the ranges of existence of these fluid flow regimes in the diffuser depending on the values of the Reynolds number were indicated.

This paper shows the effect of a weak periodic vibration effect on the velocity V_{inlet} of the input flow of a viscous incompressible fluid into a flat diffuser on the symmetrization of an asymmetric flow, which is observed in the absence of vibration action. The results of modeling the flow of a viscous incompressible fluid based on the numerical solution of the Navier-Stokes equations for various Reynolds numbers in the range up to 10^3 , various amplitudes A and frequencies f with periodic vibration action on the flow velocity V_{inlet} at the entrance to the diffuser are presented in the form: $V = V_{inlet} + A \sin(2\pi ft)$. It is shown that vibration effects, even at amplitudes less than 1% of the velocity V_{inlet} can symmetrize the flow in the diffuser. Instantaneous and time-averaged characteristics of flows in the form of velocity profiles and isolines are given. Flow patterns created by periodic exposure to vibrations $V_{inlet} = 0, A \neq 0$ and in their absence $V_{inlet} \neq 0, A = 0$ are shown separately.

The results of numerical simulation have shown one of the ways of symmetrization of asymmetric laminar flows of a viscous incompressible fluid in a flat diffuser under periodic influence on the velocity of the input flow.

References

1. Jeffery G.B. The two-dimensional steady motion of a viscous fluid// *Phil. Mag.* 1915. Ser.6. V29. № 172, pp. 455–465.
2. Hamel G. Spiralformige Bewegungen zaher Flussigkeiten // *Jahres her. Deutsch. Math. Ver.* 1917. Bd 25. S. 34–60.
3. Pukhnachev V.V. Simmetrii v uravnenijah Nav'e–Stoksa. *Usp. Mekh.* 2006. N 6. P. 3–76. (In Russian).

4. Akulenko, L.D., Georgievskii, D.V. & Kumakshev, S.A. Solutions of the Jeffery-Hamel Problem Regularly Extendable in the Reynolds Number. *Fluid Dynamics* 39, 12–28 (2004). <https://doi.org/10.1023/B:FLUI.0000024807.80902.cb>.
5. 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: Altenbach, H., Goldstein, R., Murashkin, E. (eds) *Mechanics for Materials and Technologies. Advanced Structured Materials*, vol 46. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-319-56050-2_1
6. Majid Nabavi. Three-dimensional asymmetric flow through a planar diffuser: Effects of divergence angle, Reynolds number and aspect ratio. *International Communications in Heat and Mass Transfer* 37. 2010, pp. 17–20.
7. 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).
8. Fedyushkin A. I., Puntus A. A. Nonlinear features of laminar liquid flows on Earth and in microgravity. *Trudy MAI*, 2018, No. 102 (in Russian)
9. Fedyushkin A. I., Puntus A.A., Asymmetry and intermittency of laminar flow of viscous incompressible fluid in a flat diffuser. "Models and methods of aerodynamics". Materials of the XXII International School-seminar, Sochi, September 4-9, 2022. Moscow: - TsAGI. 2022, pp. 82–84 (in Russian).

Методика оптимизации аэродинамической компоновки скоростного пассажирского самолёта по критерию снижения уровня звукового удара

Арифуллин Р.Х.¹, Серебрянский С.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Создание скоростного пассажирского самолета (СПС) связано с экологическими и экономическими ограничениями. Эти факторы определяют возможность его эксплуатации и его рыночную конкурентоспособность [1, 2]. Степень аэродинамического совершенства воздушного судна принято характеризовать значением полетного аэродинамического качества на крейсерском режиме полёта. Критической проблемой полноценного внедрения СПС в практику регулярных авиационных рейсов, является создаваемый им звуковой удар на местности. Технологии обеспечения его уменьшения, в настоящее время, активно исследуются учеными, как в России, так и за рубежом [3, 4].

Распространение звуковых волн в неоднородной атмосфере описываются системой обыкновенных дифференциальных уравнений. Часть этой системы интегрируется в случае полета в слоистой атмосфере, в которой вертикальная составляющая скорости ветра равна нулю, а скорость звука, плотность и горизонтальные составляющие скорости ветра являются непрерывными функциями от высоты над поверхностью земли.

Для вычисления избыточного давления в любой момент времени в теории звукового удара используется закон затухания возмущений, известный из геометрической акустики. Этот закон получен из уравнений движения газа в поле массовых сил, упрощенных с учетом сформулированных предположений.

В данной работе предоставлена методика оптимизации аэродинамической компоновки СПС по критерию снижения уровня ЗУ с учетом требований по уровню аэродинамического качества и влияния на взлётный вес ЛА [5, 6]. Алгоритм методики основывается на расчете характеристик звукового удара с помощью определения формы эквивалентного тела вращения. Распределение площади поперечных сечений эквивалентного тела вращения состоит из двух компонент, геометрической S_A и аэродинамической S_γ с учётом обтекаемости носовой части фюзеляжа [7].

Условия применимости математического аппарата методики:

- кинетическая энергия возмущений принимается значительно меньшей кинетической энергии потока;
- радиус кривизны фронта намного больше характерного размера пакета возмущений (длины тела);
- характерный масштаб атмосферных неоднородностей намного больше длины тела.

Использование данной методики, при условии параметризации методов снижения ЗУ посредством базовых геометрических характеристик, проектных параметров, проектных критериев дает возможность уже на ранних стадиях проектирования выполнить первичную оптимизацию компоновочных параметров СПС при соблюдении специфических ограничений. Определить рациональные меры снижения ЗУ и степень их внедрения, с учётом влияния на взлётный вес СПС [1].

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. 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.

3. 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.

4. 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.

5. Serebryansky, S. A. To the question of multi-criteria optimization of aircraft components in order to optimize its life cycle / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Advances in Science, Technology and Engineering Systems. – 2020. – Vol. 5, No. 6. – P. 408-415. – DOI 10.25046/aj050649. – EDN ZSTRMH.

6. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

7. Barabanov, A. Modeling of Product Life Cycle Stages Optimization Taking into Consideration Uncertainty of the Main Parametrical Variables / A. Barabanov, S. Serebryansky // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9247777. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247777. – EDN MZMRGJ.

A technique for optimizing the aerodynamic layout of a supersonic passenger aircraft according to the criterion for reducing the level of sonic boom

Arifullin R.Kh.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The creation of a supersonic passenger aircraft (SPA) is associated with environmental and economic constraints. These factors determine the possibility of its operation and its market competitiveness [1, 2]. The degree of aerodynamic perfection of an aircraft is usually characterized by the value of the flight aerodynamic quality in the cruising flight mode. The critical problem of the full implementation of a supersonic passenger aircraft in the practice of regular aviation flights is the sonic boom it creates on the ground. Technologies to ensure its reduction are currently being actively studied by scientists, both in Russia and abroad [3, 4].

The propagation of sound waves in an inhomogeneous atmosphere is described by a system of ordinary differential equations. Part of this system is integrated in the case of flight in a stratified atmosphere, in which the vertical component of the wind speed is zero, and the speed of sound, density and horizontal components of the wind speed are continuous functions of the height above the earth's surface.

To calculate the excess pressure at any moment of time, the sonic boom theory uses the perturbation damping law known from geometric acoustics. This law is obtained from the equations of gas motion in the field of body forces, simplified taking into account the formulated assumptions.

In this paper, a method for optimizing the aerodynamic layout of a supersonic passenger aircraft according to the criterion of reducing the level of the booster, taking into account the requirements for the level of aerodynamic quality and the effect on the takeoff weight of the aircraft [5, 6], is presented. The algorithm of the technique is based on the calculation of the characteristics of a sonic boom by determining the shape of an equivalent body of revolution. The distribution of the cross-sectional area of an equivalent body of revolution consists of two components, geometric S_A and aerodynamic S_Y , taking into account the streamlining of the forward fuselage [7].

Conditions for the applicability of the mathematical apparatus of the technique:

- the kinetic energy of perturbations is taken to be much less than the kinetic energy of the flow;
- the radius of curvature of the front is much larger than the characteristic size of the perturbation packet (length of the body);
- the characteristic scale of atmospheric inhomogeneities is much larger than the length of the body.

The use of this technique, subject to the parametrization of sonic boom reduction methods by means of basic geometric characteristics, design parameters, design criteria, makes it possible to perform primary optimization of the layout parameters of a supersonic passenger aircraft at the early stages of design, subject to specific restrictions. Determine rational measures to reduce the memory and the degree of their implementation, taking into account the impact on the takeoff weight of the SPA [1].

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. 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.

3. 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.

4. 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.

5. Serebryansky, S. A. To the question of multi-criteria optimization of aircraft components in order to optimize its life cycle / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Advances in Science, Technology and Engineering Systems. – 2020. – Vol. 5, No. 6. – P. 408-415. – DOI 10.25046/aj050649. – EDN ZSTRMH.

6. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // Proceedings of 2021 14th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2021 : 14, Moscow, 27–29 september 2021 – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

7. Barabanov, A. Modeling of Product Life Cycle Stages Optimization Taking into Consideration Uncertainty of the Main Parametrical Variables / A. Barabanov, S. Serebryansky // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 september 2020 – P. 9247777. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247777. – EDN MZMRGJ.

Математическое моделирование теплообмена в трубах с турбулизаторами в ламинарной области и в области перехода к турбулентному течению

Лобанов И.Е.¹, Мякочин А.С.¹, Неверов А.С.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен анализ математического моделирования теплообмена в трубах с турбулизаторами при низких числах Рейнольдса, характерных для ламинарного ($Re=100\dots1500$) и переходного ($Re=1600\dots10000$) режимов течения теплоносителей, которые ранее исследовались преимущественно экспериментально.

Рассмотрено решение задачи о теплообмене для турбулизаторов потока полукруглого поперечного сечения на основе многоблочных вычислительных технологий, основанных на решении факторизованным конечно-объемным методом (ФКОМ) уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Менгера, и уравнения энергии (на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках). Данный метод ранее был успешно применён и верифицирован экспериментом [1] для более высоких чисел Рейнольдса [2].

Приведены теоретические результаты, иллюстрирующие нижеследующее:

- получены как локальные, так и осреднённые характеристики потока и теплоотдачи трубе с системой турбулизаторов для ламинарных и переходных режимов течений теплоносителей, что позволило детерминировать для этих режимных диапазонов уровни интенсификации теплообмена;
- выявлены наружные проявления взаимодействия в потоке искусственных поверхностных выступов в пространствах с транзитивными потоками: уменьшение величин среднего временного коэффициента теплоотдачи на участках канала при ламинарном режиме течения; генерация эффекта интенсифицирования теплоотдачи на отрезках со слабо развитой структурной турбулизацией потоков; уменьшение критических чисел Рейнольдса;

- преимущество применённого в работе метода на основе метода контрольных объёмов над существующими состоит в том, что последние [3] основывались на целом ряде приближений, например: приближения Галёркина, линеаризации уравнений, применения методов переменных направлений с последующей реализацией методов прогонки, применения метода переменных уравнений с последующей реализацией на основе методов прогонки;

Литература

1. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах. М.: Машиностроение, 1990. 208 с.
2. Лобанов И.Е. Математическое моделирование теплообмена в трубах с турбулизаторами, а также в шероховатых трубах, на воздухе при больших числах Рейнольдса // Отраслевые аспекты технических наук. 2013. № 9. с. 8...18.
3. Назмеев Ю.Г. Теплообмен при ламинарном течении жидкости в дискретно-шероховатых каналах. М.: Энергоатомиздат, 1998. 372 с.

The influence of the process' technological modes of manufacturing on the parameters of the macrostructure and correction of parts from layered PCM

Lobanov I.E.¹, Myakochin A.S.¹, Neverov A.S.¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

In the present study, mathematical modeling of heat transfer in pipes with turbulators at low Reynolds numbers is carried out, characteristic of laminar ($Re=100...1500$) and transient ($Re=1600...10000$) modes of heat carriers, which were previously studied mainly experimentally.

The solution of the heat exchange problem for semicircular cross-section flow turbulators based on multiblock computing technologies based on the solution of Reynolds equations, closed using the Menter shear stress transfer model, and energy equations (on multi-scale intersecting structured grids) by the factorized finite volume method (FFVM) is considered. This method has previously been successfully applied and verified by experiment for higher Reynolds numbers [2].

Theoretical results illustrating the following are presented:

- both local and averaged characteristics of the flow and heat transfer to a pipe with a system of turbulators for laminar and transient modes of coolant flows were obtained, which made it possible to determine the levels of heat exchange intensification for these regime ranges;
- external manifestations of interaction in the flow of artificial surface protrusions in spaces with transitive flows are revealed: a decrease in the values of the average time coefficient of heat transfer in the channel sections under the laminar flow regime; generation of the effect of heat transfer intensification in segments with underdeveloped structural turbulence of flows; a decrease in the critical Reynolds numbers;
- the advantage of the method used in the work based on the control volume method over the existing ones is that the latter [3] were based on a number of approximations, for example: Galerkin approximations, linearization of equations, application of methods of variable directions with subsequent implementation of run-through methods, application of the method of variable equations with subsequent implementation based on run-through methods.

References

1. Kalinin E.K., Dreitzer G.A., Yarkho S.A. Intensification of heat transfer in channels. Moscow: Mashinostroenie, 1990. 208 p.
2. Lobanov I.E. Mathematical modeling of heat transfer in pipes with turbulators, as well as in rough pipes, in air at large Reynolds numbers // Branch aspects of technical sciences. 2013. No. 9. pp. 8-18.

3. Nazmeev Yu.G. Heat exchange during laminar fluid flow in discretely rough channels. M. : Energoatomizdat, 1998. 372 p.

Моделирование переходных элементов с учётом локальных податливостей, находящихся на основных путях передачи вибраций

Пермяков А.П.^{1,2}, Гусева Е.Е.¹, Постников В.Ю.¹, Больших А.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² Shanghai Jiao Tong University, г. Шанхай, Китай

На возможность возникновения в диапазоне эксплуатационных скоростей полёта явлений динамической аэроупругости, таких как флаттер и бафтинг, в первую очередь влияют динамические характеристики конструкции. Причинами колебаний могут послужить неоднородность атмосферы и взаимодействия крыла с турбулентным течением вблизи поверхности в зоне отрыва потока, которая при определенных условиях может предшествовать флаттеру. Вероятность возникновения таких явлений главным образом зависит от жёсткости конструкции, критерием оценки уровня которой служат значения критических скоростей возникновения этих явлений. Так, при достаточной жёсткости эти критические скорости должны превышать максимальную скорость полёта [1,2].

Переходные элементы, находящиеся на путях передачи вибраций, например, такие, как узлы навески элеронов и закрылков, вносят значительный вклад в картину колебаний планера. Те из них, которые влияют на вибрационную картину больше других, могут быть определены с помощью анализа путей передачи вибраций [3,4]. При анализе конструкции планера методом конечных элементов детальное моделирование переходных элементов значительно увеличивает как общее количество конечных элементов расчётной модели (следовательно, и время расчётов), так и время её разработки. Моделирование таких переходных элементов в упрощённом виде с целью замены твердотельных конечных элементов на оболочечные и балочные и уменьшения общего количества элементов является достаточно актуальной задачей.

В докладе представлена методика моделирования переходных элементов, находящихся на основных путях передачи вибраций, с учётом их локальных податливостей. Достоверность методики подтверждена на основе результатов конечно-элементного моделирования узлов навески элерона: приведены сравнения собственных частот подробных твердотельных моделей узлов и упрощённых моделей, состоящих из двухмерных и одномерных конечных элементов. Поскольку стандартные математические аппараты не в состоянии рассчитать собственные частоты нелинейных систем, расчёты подробных твердотельных моделей проводились в неявной динамической постановке с учётом нелинейности модели.

Описанная методика позволяет создавать библиотеку (базу данных) переходных элементов, которая будет включать в себя все типы переходных элементов в их упрощённом виде. При создании конечно-элементной модели всего агрегата или планера такие упрощённые модели переходных элементов могут быть включены в глобальную модель посредством их импорта и позиционирования.

Литература

1. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. Москва: Машиностроение, 1995.р. 415с.
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. Lee S. и др. The Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2021), Volume 1. T. 1.
4. Mir-Haidari S.E., Behdinin K. On the vibration transfer path analysis of aero-

Modeling of transitional elements taking into account local compliances located on the main vibration transmission paths

Permiakov A.P.^{1,2}, Guseva E.E.¹, Postnikov V.Y.¹, Bolshikh A.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

² Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China

The possibility of occurrence of dynamic aeroelasticity phenomena, such as flutter and buffeting, in the range of operational flight speeds, is primarily affected by the dynamic characteristics of the structure. The oscillations can be caused by the inhomogeneity of the atmosphere and the interaction of the wing with the turbulent flow near the surface in the flow separation zone, which under certain conditions can precede the flutter. The probability of occurrence of such phenomena mainly depends on the stiffness of the structure, the criterion for assessing the level of which are the values of the critical rates of occurrence of these phenomena. So, with sufficient stiffness, these critical speeds should exceed the maximum flight speed [1, 2].

Transitional elements located in the vibration transmission paths, such as aileron and flap attachments, make a significant contribution to the oscillation pattern of the airframe. Those of them that affect the vibration pattern more than others can be determined by transfer path analysis[3,4]. When analyzing the airframe design by the finite element method, detailed modeling of transitional elements significantly increases both the total number of finite elements of the calculation model (hence, the calculation time) and the time of its development. Modeling such transition elements in a simplified form in order to replace solid finite elements with shell and beam elements and reduce the total number of elements is a rather urgent task.

The report presents a technique for modeling transitional elements located on the main vibration transmission paths, taking into account their local compliance. The reliability of the technique is confirmed on the basis of the results of finite element modeling of aileron attachment units: comparisons of natural frequencies of detailed solid models of units and simplified models consisting of two-dimensional and one-dimensional finite elements are given. Since standard mathematical tools are not able to calculate the natural frequencies of nonlinear systems, the calculations of detailed solid models were carried out in an implicit dynamic setting, taking into account the nonlinearity of the model.

The described technique allows you to create a database of transition elements, which will include all types of transition elements in their simplified form. When creating a finite element model of the entire unit or airframe, such simplified models of transitional elements can be included in the global model by importing and positioning them.

References

1. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. Москва: Машиностроение, 1995. p.415
2. 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.
3. Mir-Haidari S.E., Behdinin K. On the vibration transfer path analysis of aero-engines using bond graph theory // *Aerosp Sci Technol. Elsevier Masson SAS, 2019. Vol. 95.*
4. Lee S. et al. The Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2021), Volume 1. Vol. 1.

Интерференция воздушных винтов с элементами планера беспилотного воздушного судна на режимах взлета и посадки

Коновалов Ф.Д.¹, Серебрянский С.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Многообразие спектра задач, выполняемых беспилотной авиацией оказывает существенное влияние на перечень показателей для оценки их технического уровня. Перечень показателей, выбранных для оценки технического уровня воздушного судна, влияет на качество и достоверность экспертной оценки наилучшего образца. Технические показатели, в том числе и массовые, являются общими для оценки беспилотного воздушного судна (БВС) вне зависимости от конфигурации, целевого предназначения и среды их применения с учётом особенностей этапов жизненного цикла изделия [1, 2, 3].

Целесообразно рассмотреть возможность проведения исследований и разработки расчетно-экспериментальных и имитационно-моделирующих средств, для оценки эффективности выполнения авиационных работ в различных условиях применения [4, 5].

В данной работе представлен анализ результатов расчетно-экспериментальных работ, которые позволят разработать мероприятия по совершенствованию аэродинамических компоновок и обеспечению безопасности полета беспилотного воздушного судна с воздушными винтами с учетом влияния закрученных струй на элементы планера с применением современных экспериментальных и расчетных методов высокого уровня [6, 7].

Приведены результаты экспериментальных работ, иллюстрирующие что:

- выявлены причины существенного снижения эффективной тяги компоновки фюзеляжа с толкающим воздушным винтом при его полном погружении в заторможенный след и предложены способы ее существенного повышения за счет модификации формы кормовой части фюзеляжа и установки винта в кольцевом канале;

- выявлены причины уменьшения критического угла атаки крыла при использовании адаптивного элемента механизации в виде отклоняемой поверхности хвостовой части крыла и предложены мероприятия по улучшению его обтекания;

- выполнена валидация метода конечного элемента (МКЭ) высокого порядка аппроксимации и метода конечного объема (МКО) 2-го порядка аппроксимации на тестовых задачах аэродинамики и показано, что при соответствии числа степеней свободы и числа ячеек, МКЭ дает выигрыш по точности расчета.

Экспериментальные работы производились в лаборатории МАИ с использованием как современных расчётных комплексов по типу Ansys, так и аналитических расчётных методов.

Литература

1. Serebryansky, S. A. To the question of optimizing product life cycle STAGES / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911045. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911045. – EDN GADDQI.

2. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619342 Российская Федерация. Сервис весовой модели ЛА (Astra) : № 2023618191 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN XJPNUJ.

3. 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.

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. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

6. Miranda, L. R., Brennan, J. E., Aerodynamic effects of wing tip mounted propellers and turbines, AIAA 86-1802, pp. 221-228, 1986.

7. Sergei Serebryansky and Maksim Shkurin. Predictive Assessment of the Development of Unmanned Aviation System. Journal of Engineering Science and Technology Review 15 (6) (2022) 149 – 154. doi:10.25103/jestr.156.18

Interference of propellers with the glider elements of an unmanned aerial vehicle during takeoff and landing modes

Konovalov F.D.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The diversity of tasks performed by unmanned aviation significantly influences the range of indicators used to assess their technical level. The set of indicators selected for assessing the technical level of an aircraft affects the quality and reliability of the expert evaluation of the best sample. Technical indicators, including mass-related ones, are common for evaluating unmanned aerial vehicles (UAVs) regardless of their configuration, intended use, and application environment, taking into account the peculiarities of the product's life cycle stages [1, 2, 3].

It is advisable to consider the possibility of conducting research and development of calculation-experimental and simulation-modeling tools to assess the effectiveness of aviation operations in various application conditions [4, 5].

This paper presents an analysis of the results of calculation-experimental studies that will allow developing measures to improve the aerodynamic configurations and ensure the flight safety of unmanned aerial vehicles with propellers, taking into account the influence of swirl jets on glider elements using modern high-level experimental and computational methods [6, 7].

The results of experimental studies are presented, illustrating that:

- The reasons for a significant reduction in the effective thrust of the fuselage arrangement with a pusher propeller when it is fully immersed in the disturbed wake are identified, and methods for significantly increasing it through the modification of the aft fuselage shape and installation of the propeller in a ring channel are proposed.

- The reasons for a decrease in the critical angle of attack of the wing when using an adaptive element of mechanization in the form of a deflectable surface of the wing's tail section are identified, and measures to improve its flow are proposed.

- Validation of the high-order finite element method (FEM) and second-order finite volume method (FVM) on test problems of aerodynamics is performed, showing that with the same number of degrees of freedom and cells, FEM provides higher calculation accuracy.

The experimental work was conducted at the laboratory of the Moscow Aviation Institute using modern computational complexes such as Ansys, as well as analytical computational methods.

References

1. Serebryansky, S. A. To the question of optimizing product life cycle STAGES / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development," MLSD 2019, Moscow, 1–3 October 2019. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911045. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911045. – EDN GADDQI.
2. Certificate of state registration of a computer program No. 2023619342 Russian Federation. Service weight model of LA (Astra): No. 2023618191: appl. 27.04.2023: publ. 10.05.2023 / S. A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute." – EDN XJPNUJ.
3. 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.
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. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.
6. Miranda, L. R., Brennan, J. E., Aerodynamic effects of wing tip mounted propellers and turbines, AIAA 86-1802, pp. 221-228, 1986.
7. Sergei Serebryansky and Maksim Shkurin. Predictive Assessment of the Development of Unmanned Aviation System. Journal of Engineering Science and Technology Review 15 (6) (2022) 149 – 154. doi:10.25103/jestr.156.18

Расчетно-экспериментальные исследования акустических процессов в модельных каналах для разработки широкополосных однослойных ЗПК

Писарев П.В.¹, Ахунзянова К.А.¹

¹ПНИПУ, г. Пермь, Россия

Актуальность исследования обусловлена ужесточением норм международной организации гражданской авиации ИКАО по шуму самолетов на местности. С 2018 года для среднемагистральных самолетов весом до 55 т требования по уровню шума становятся жестче на 7EPN dB. В настоящий момент данным нормам не соответствует большинство зарубежных и ни один эксплуатируемый ныне самолет российского производства. В связи с этим под угрозу ставится конкурентоспособность отечественной гражданской авиации на мировом рынке. Для решения проблемы требуется серьезная интенсификация усилий в разработке подходов и систем снижения авиационного шума [1-3].

Одним из эффективных способов снижения шума авиационных двигательных установок является использование в них звукопоглощающих конструкций (ЗПК). Новым направлением в снижении шума авиационных двигателей является создание ЗПК с нерегулярным наполнителем.

В рамках настоящей работы приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований акустической эффективности группы призматических резонаторов различного объема при уровне акустического давления 130 дБ. Разработан прототип и изготовлены представительные образцы фрагментов

разновысотной ЗПК методом 3D-печати. Лабораторные испытания образцов проведены на интерферометре с нормальным падением звуковой волны. Экспериментально подтверждена акустическая эффективность разработанной ЗПК. Выявлено, что разновысотная ЗПК позволяет увеличить широкополосность группы призматических резонаторов.

Исследование выполнено в Пермском национальном исследовательском политехническом университете при поддержке государственного задания (проект No. FSNM-2023-0006).

Литература:

А. Г. Захаров, А. Н. Аношкин, А. А. Паньков, П. В. Писарев Акустические резонансные характеристики двух- и трехслойных сотовых звукопоглощающих панелей. Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2016, № 46, с. 144-159.

А. Ф. Соболев, В. Г. Ушаков, Р. Д. Филиппова Звукопоглощающие конструкции гомогенного типа для каналов авиационных двигателей. Акустический журнал. 2009, Т. 55, № 6, с. 749-759.

А. Н. Аношкин, А. Г. Захаров, Н. А. Городкова, В. А. Чурсин Расчетно-экспериментальные исследования резонансных многослойных звукопоглощающих конструкций. Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2015, № 1, с. 5-20.

Numerical and experimental studies of acoustic processes in model channels for the development of wideband single-layer SAS

Pisarev P.V.¹, Akhunzianova K.A.¹

¹Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

Tightening of the ICAO standards on aircraft noise on the ground causes the relevance of the study. Since 2018, for medium-haul aircraft weighing up to 55 tons, the noise limit requirements have been reduced by 7EPN dB, and the majority of foreign and none of the currently operated Russian-made aircraft do not meet these standards. Consequently, the competitiveness of Russian civil aviation in the world market is endangered. To solve the problem, serious extra efforts in the development of approaches and systems to reduce aviation noise is required [1-3].

One of the effective ways to reduce the noise generated by aircraft is implementing of sound-absorbing of sound-absorbing structures (SAS). The new direction in reducing the noise of aircraft engines is SAS with an irregular filler.

In this paper the results of numerical and experimental studies of the acoustic efficiency of a group of prismatic resonators of different volume at an acoustic pressure level of 130 dB were presented. The prototype was developed and representative samples of fragments of different-height SAS were manufactured by 3D-printing. Laboratory tests of the samples were carried out on the interferometer with normal incidence of sound wave. The acoustic efficiency of the developed SAS was experimentally confirmed. The different-height SAS allows to extend the broadband of the prismatic resonator group.

The research was carried out at the Perm National Research Polytechnic University with the support of the state task (Project No. FSNM-2023-0006).

References

1. A.G. Zakharov, A.N. Anoshkin, A.A. Pan'kov, P.V. Pisarev Acoustic resonant characteristics of two and three-layered cellular sound absorbing panels. Bull. PNIPU. 2016, No 46, pp. 144-158.

1. A.F. Sobolev, V.G. Ushakov, R.D. Filipova Homogeneous sound-absorbing structures for aircraft engine ducts/ Acoust. Phys. 2009, No 6(55), pp. 749-759.

2. A.N. Anoshkin, A.G. Zakharov, N.A. Gorodkova, V.A. Chursin Computational and experimental studies of resonance sound-absorbing multilayer structures. Bull. PNIPU. 2015, No 1, pp. 5-20.

Оценка границ слышимости мультироторных систем различных конфигураций

Мошков П.А.¹, Тимушев С.Ф.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Существенное развитие беспилотных авиационных систем неизбежно приведет к нормированию шума беспилотных воздушных судов (БВС) на местности для минимизации шумового воздействия таких аппаратов на окружающую среду [1]. В Евросоюзе в 2020 году были разработаны требования к предельно допустимым уровням шума на местности БВС типа мультикоптер для двух диапазонов взлетных масс – до 900 г и от 900 до 4000 г. При этом предполагается ужесточение через 2 года после вступления в силу настоящего нормативного документа на 2 дБА, а через 4 года на 4 дБА. Единицей оценки шума на местности в данном случае является суммарный взвешенный по шкале А стандартного шумомера уровень звуковой мощности [2].

В рамках представленной работы выполнены расчетные оценки границ слышимости для мультироторных систем типа квадрокоптер и гексакоптер с четырьмя и шестью двухлопастными воздушными винтами, соответственно. Расчетное исследование выполнено согласно предложенной авторами методике оценки границ слышимости винтовых БВС [3].

Исходными данными для расчетной оценки границ слышимости являются данные о фоновом шуме окружающей среды в зоне полета аппарата [4], данные о шуме мультироторной системы и критерий слышимости винтовых аппаратов [5]. Для расчета спектра шума мультироторной системы использован акустико-вихревой метод [6], применяемый для расчета тональных составляющих шума на частотах кратных частоте следования лопастей винта. Для расчета вихревого (широкополосного) шума применяется модель шума задней кромки [7].

Литература

1. Погосян М.А., Мошков П.А. Современные проблемы аэроакустики винтовых летательных аппаратов самолетного типа // Динамика и виброакустика. 2023. Т.9. № 1. С. 6–15. DOI: 10.18287/2409-4579-2023-9-1-6-15
2. Wieland M., Liebsch R., Vyshnevskyy M. Noise requirements of Unmanned Aircraft due to European Regulation 2019/945 // QUIET DRONES International e-Symposium on UAV/UAS Noise, 2020. 8 p.
3. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Методика расчетной оценки границ слышимости и заметности винтовых беспилотных воздушных судов // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 20–36.
4. Moshkov P. Ambient noise: problem and study in the framework of UAV aeroacoustics // Akustika. 2021. Vol. 41. pp. 16–21. DOI: 10.36336/akustika/20214116
5. Мошков П.А., Самохин В.Ф., Яковлев А.А. Выбор критерия слышимости беспилотных летательных аппаратов с винтомоторной силовой установкой // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 2. С 3–9.
6. Pogosyan M.A., Timushev S.F., Moshkov P.A., Yakovlev A.A. Simulation of isolated propeller noise using acoustic-vortex method // Supercomputing Frontiers and Innovations. 2023. Vol. 10. No. 1. pp. 21–30. DOI: 10.14529/jsfi230102
7. Мошков П.А. Исследование вихревого шума вращающихся лопастей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2020. № 2 (89). С. 85–98. DOI: 10.18698/1812-3368-2020-2-85-98

Evaluation of the audibility boundaries of multirotor systems of different configurations

Moshkov P.A.¹, Timushev S.F.¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

The significant development of unmanned aircraft systems will inevitably lead to the normalization of the community noise of unmanned aerial vehicle (UAV) to minimize the noise impact of such devices on the environment [1]. In the European Union, in 2020, requirements were developed for maximum permissible community noise levels of a multicopter for two ranges of take-off weights - up to 900 g and from 900 to 4000 g. At the same time, it is assumed to tighten by 2 dBA in 2 years after the entry into force of this regulatory document, and by 4 dBA in 4 years. The unit of assessment of community noise in this case is the overall A-weighted sound power level [2].

Within the framework of the presented work, calculated estimates of the audibility boundaries for multirotor systems such as quadcopter and hexacopter with four and six two-bladed propellers, respectively, were performed. The computational study was carried out according to the methodology proposed by the authors for assessing the audibility boundaries of propeller-driven UAVs [3].

The initial data for the assessment of the audibility boundaries are data on the ambient noise in the flight zone of the device [4], data on the noise of the multirotor system and the audibility criterion of propeller-driven UAV [5]. To calculate the noise spectrum of a multirotor system, an acoustic-vortex method [6] was used, which is used to calculate the tonal components of noise at frequencies multiple of the blade passing frequency. To calculate the vortex (broadband) noise, the trailing edge noise model is used [7].

References:

1. Pogosyan M.A., Moshkov P.A., Modern problems of aeroacoustics of propeller-driven fixed-wing aircrafts // *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*. 2023. Vol. 9. No. 1. pp. 6–15. DOI: 10.18287/2409-4579-2023-9-1-6-15
2. Wieland M., Liebsch R., Vyshnevskyy M. Noise requirements of Unmanned Aircraft due to European Regulation 2019/945 // *QUIET DRONES International e-Symposium on UAV/UAS Noise*, 2020. 8 p.
3. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Calculated estimation technique for audibility boundaries of propeller unmanned aerial vehicles // *MAI Aerospace Journal*. 2021. Vol. 28. No. 2. pp. 20–36.
4. Moshkov P. Ambient noise: problem and study in the framework of UAV aeroacoustics // *Akustika*. 2021. Vol. 41. pp. 16–21. DOI: 10.36336/akustika/20214116
5. Moshkov P.A., Samokhin V.F., Yakovlev A.A. Selection of an audibility criterion for propeller driven unmanned aerial vehicle // *Russian Aeronautics*. 2018. Vol. 61. No. 2. pp. 149–155.
6. Pogosyan M.A., Timushev S.F., Moshkov P.A., Yakovlev A.A. Simulation of isolated propeller noise using acoustic-vortex method // *Supercomputing Frontiers and Innovations*. 2023. Vol. 10. No. 1. pp. 21–30. DOI: 10.14529/jsfi230102
7. Moshkov P.A. Study of Vortex Noise of Rotating Blades // *Herald of the Bauman Moscow State Technical University*. 2020. No. 2 (89). pp. 85–98. DOI: 10.18698/1812-3368-2020-2-85-98

Исследование параметров полета летательного аппарата методами машинного обучения

Сагалович С.А.¹, Серебрянский С.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Проектирование современных самолетов требует внедрения высокомоощных вычислительных машин на всех этапах жизненного цикла летательного аппарата.

Непрерывное развитие информационных технологий способствует уменьшению времени проведения полунатурных, натурных и летных испытаний, повышению безопасности полетов, а также способствует снижению стоимости опытно-конструкторских работ [1]. Таким образом, создание конкурентоспособного продукта авиационной техники невозможно без применения развитых интеллектуальных систем.

В данный момент передовыми являются технологии машинного обучения.

Машинное обучение представляет собой область компетенций, находящихся на пересечении математической статистики, численных методов оптимизации, теории вероятностей, а также дискретного анализа. С помощью ее методов происходит решение задачи извлечения знаний из данных, которой занимается еще только формирующаяся область «Интеллектуальный анализ данных» (DataMining). Сложность работы в области DataMining обуславливается неточностью, противоречивостью, разнородностью, неполнотой данных, которые при этом могут иметь гигантские объемы.

Используя алгоритмический аппарат, появляется возможность прогнозирования поведения даже самых сложных разветвленных систем на основе обработки большого количества статистических данных.

В представленной работе рассмотрена возможность применения алгоритмов машинного обучения к описанию динамики движения летательного аппарата с учётом его массово-инерционных свойств [2]. Произведено сравнение натурных параметров, полученных в динамическом натурном эксперименте, со значениями, рассчитанными классическими теоретическими методами, и результатами работы программы машинного обучения [3, 4].

На основе экспериментальных данных проведен анализ наиболее сложных с точки зрения аэродинамических эффектов участков траектории [5]. Методами искусственного интеллекта проверена возможность получения физического сходства параметров траектории с натурным экспериментом.

Оценены преимущества использования алгоритмов машинного обучения в проектировании летательного аппарата – сокращение временных и финансовых затрат, необходимых для проведения опытно-конструкторских работ, за счет внедрения искусственного интеллекта в обработку полетных данных.

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. Исследование влияния объемно-массовой компоновки самолета на динамику вращательного движения в продольной плоскости / Сагалович С.А., Кременчутский В.В., Стрелец Д.Ю. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), E3S Web of Conferences 383, 05008 (2023).

3. Strelets, D. Y. A digital approach to aircraft product lifecycle management / D. Y. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Skurin // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.

4. Strelets, D. Y. Concept of Creation of a Digital Twin in the Uniform Information Environment of Product Life Cycle / D. Y. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9247749. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. – EDN RZMMXZ.

5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619342 Российская Федерация. Сервис весовой модели ЛА (Astra) : № 2023618191

: заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN XJPNUJ.

Research of the flight parameters of the aircraft by machine learning methods

Sagalovich S.A.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The design of modern aircraft requires the integration of high-power computers at all stages of the life cycle of the aircraft. Continuous development of information technologies contributes to reducing the time of semi-natural, full-scale and flight tests, improving flight safety, and also contributes to reducing the cost of development work [1]. Thus, the creation of a competitive product of aviation technology is impossible without the use of advanced intelligent systems.

At the moment, machine learning technologies are the most advanced.

Machine learning is a field of competence located at the intersection of mathematical statistics, numerical optimization methods, probability theory, and discrete analysis. With the help of its methods, the problem of extracting knowledge from data is solved, which is still being dealt with by the emerging field of "Data Mining". The complexity of work in the field of Data Mining is due to inaccuracy, inconsistency, heterogeneity, incompleteness of data, which at the same time can have huge volumes.

Using the algorithmic apparatus, it becomes possible to predict the behavior of even the most complex branched systems based on the processing of a large amount of statistical data.

In the presented paper, the possibility of applying machine learning algorithms to the description of the dynamics of the movement of an aircraft is considered [2]. The full-scale parameters obtained in a dynamic full-scale experiment are compared with the values calculated by classical theoretical methods and the results of the machine learning program [3, 4].

Based on experimental data, the analysis of the most difficult sections of the trajectory from the point of view of aerodynamic effects is carried out [5]. The possibility of obtaining physical similarity of trajectory parameters with a full-scale experiment has been tested using artificial intelligence methods.

The advantages of using machine learning algorithms in the design of an aircraft are evaluated – reducing the time and financial costs necessary for carrying out development work due to the introduction of artificial intelligence into flight data processing.

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. – EDN ZGQVGN.

2. Research of the influence of the volumetric mass layout of the aircraft on the dynamics of rotational motion in the longitudinal plane / S.A. Sagalovich, V.V. Kremenchutsky, and D.Yu. Strelets. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), E3S Web of Conferences 383, 05008 (2023).

3. Strelets, D. Y. A digital approach to aircraft product lifecycle management / D. Y. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Skurin // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.

4. Strelets, D. Y. Concept of Creation of a Digital Twin in the Uniform Information Environment of Product Life Cycle / D. Y. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System

Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9247749. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. – EDN RZMMXZ.

5. Certificate of state registration of a computer program No. 2023619342 Russian Federation. Service weight model of LA (Astra): No. 2023618191: appl. 27.04.2023: publ. 10.05.2023 / S. A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute." – EDN XJPNUJ.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА, СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

PROPULSION SYSTEM AND EQUIPMENT

Влияние применения локальных гидравлических систем на массу системы управления тяжелого транспортного самолета

Чулков М.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Опыт разработки некоторых зарубежных транспортных самолетов показал, что использование локальных гидросистем на базе электроприводных насосных станций для работы приводов рулевых поверхностей, расположенных в хвостовой части самолета, может дать положительный эффект в виде снижения массы самолета [1]. По оценкам разработчиков, это достигается заменой трубопроводов от центроплана до хвостовой части фюзеляжа на легкие электрические кабели и снижением мощности централизованных гидросистем.

Ранее на кафедре «Системы оборудования летательных аппаратов» МАИ была проведена работа по анализу массы двух вариантов систем управления тяжелого магистрального самолета - с централизованным питанием гидроприводов и с автономными рулевыми приводами. Однако в этой методике расчета не учитывалась масса электропроводки к автономным приводам, как и увеличение мощности прочих агрегатов электросистемы вследствие дополнительной нагрузки на нее [2, 3].

Таким образом, возникла потребность в уточненной математической модели, которая бы учитывала большее количество факторов, влияющих на изменение массы системы управления самолета при переходе к структуре, содержащей локальные гидросистемы [4, 5].

На основе аналитических и статистических зависимостей конструктивных параметров гидравлической и электрической частей локальной гидросистемы на основе насосной станции была построена модель, позволяющая сравнить между собой по массе две структуры обеспечения энергопитанием рулевых приводов, расположенных в хвостовой части самолета. Первая структура подразумевает подачу питания к гидроприводам от четырех централизованных гидросистем, источниками питания в которых являются насосы переменной подачи. Во второй структуре гидроприводы руля высоты и руля направления получают питание от локальных гидросистем, расположенных в хвостовой части самолета, при сохранении централизованных гидросистем для работы остальных потребителей. В модели учтены такие факторы, как: потери давления по длине трубопроводных магистралей, потери мощности в гидронасосе, электродвигателе и силовой электросети; изменение массы подсистемы генерирования переменного тока в системе электроснабжения самолета и изменение массы основных насосов централизованных гидросистем при переходе к локальным гидросистемам. Применялись статистические зависимости удельной массы гидронасосов, электродвигателей, привод-генераторов переменного тока полученные из характеристик серийно производимых агрегатов.

С помощью данной модели была построена зависимость изменения массы систем летательного аппарата при переводе приводов руля высоты и руля направления на питание от локальных гидросистем для различных потребных мощностей гидроприводов. Было определено, при какой потребной мощности приводов структура энергопитания с локальными гидросистемами будет более выгодна в массовом отношении, чем централизованная.

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. Чулков, М. В. Методика моделирования теплового состояния гидросистемы маневренного самолета / М. В. Чулков // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 99-100. – EDN FGNXLU.

3. Кара, Г. Ю. Реализация гибридных силовых установок на многоцелевых самолетах / Г. Ю. Кара, 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. 121-122. – EDN RRHCDB.

4. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

Influence of the use of electropump independent hydraulic systems on the mass of transport aircraft control system

Chulkov M.V.

MAI, Moscow, Russia

The experience of developing some foreign transport aircraft has shown that the use of local hydraulic systems based on electropump for power supply of control surface actuators located in the aircraft tail section may lead to a reduction in aircraft weight [1]. According to the developers, this is achieved by: replacing the pipelines from the center fuselage to the aft airframe with light-weight electrical cables, and reducing the power of main hydraulic systems.

Previously, at the Department of "Aircraft Equipment Systems" of the MAI, work was carried out to analyze the mass of two variants for control systems of a heavy mainline aircraft: the first one - with a centralized power supply for hydraulic actuators and second one - with power-by-wire hydraulic actuators. However, this calculation method did not take into account the mass of electrical wiring to power-by-wire hydraulic actuators, as well as the increase in the power of other units of the electrical system due to the additional load on it [2, 3].

Thus, there was a need for a refined mathematical model that would take into account a greater number of factors that affect the change in the mass of the aircraft power control system of a during the transition to a structure containing local hydraulic systems [4, 5].

At this work a mathematical model based on the analytical and statistical dependencies of the design parameters of the hydraulic and electrical parts of the independent hydraulic system with an electropump, was built. That model allows to compare the mass of two structures for providing power to the actuators located in the aircraft tail section. The first structure involves the supply of power to the hydraulic drives from four main hydraulic systems, the power sources of which are variable flow pumps. In the second structure, the elevator and rudder actuators are powered by independent hydraulic systems located in the aircraft tail section, while maintaining main hydraulic systems for the operation of other actuators. The model takes into account the next factors: pressure losses along the length of pipelines, power losses in the hydraulic pump, losses in electric motor and power supply network; change in the mass of the alternating current generation subsystem in the aircraft

electrical power supply system and change in the mass of the main hydraulic systems pumps. Statistical dependencies of the specific gravity of hydraulic pumps, electric motors, alternating current generators, obtained from the characteristics of mass-produced units, were used.

Using this model, the dependence of the aircraft systems mass changing was built when the elevator and rudder actuators are switched to electropump independent hydraulic systems for various required hydraulic actuators power capacities. It was determined at what actuator's power consumption the power supply structure with independent hydraulic systems would be more advantageous in terms of mass than the centralized one.

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. Chulkov, M. V. Method of modeling the thermal state of the hydraulic system of a maneuverable aircraft / M. V. Chulkov // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions : abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 99-100. – EDN FGNXLU.

3. Kara, G. Yu. The implementation of hybrid power plants on multipurpose aircraft / G. Yu. Kara, 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. 121-122. – EDN RRHCDB.

4. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

5. Ресулкулыева, Г. Г. Весовая модель конструкции агрегатов планера самолета на основе регрессионного анализа / Г. Г. Ресулкулыева, 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. 130-132. – EDN ZLSOGB.

Определение границ немагнитной фазы двухфазного магнитного материала ротора электрического стартер-генератора

Вавилов В.Е.¹, Исмагилов Ф.Р.¹, Юшкова О.А.¹, Пронин Е.А.¹, Жеребцов А.А.¹

¹ Уфимский университет науки и технологий, г. Уфа, Россия

В настоящее время электрические машины активно используются в автомобильной и авиационной отраслях. В указанных отраслях к электрическим машинам выдвигаются серьезные требования по эффективности, массогабаритным показателям и надежности, которые ужесточаются с каждым годом [1, 2]. Ситуация усугубляется тем, что в скором времени достижение новых прорывных результатов в удельных характеристиках электрических машин может стать невозможным, потому что современный уровень традиционных подходов в электротехнике постепенно приближается к уровню технического насыщения. Необходима разработка новых подходов к проектированию, а также создание новых перспективных материалов [3, 4].

Одним из таких материалов является двухфазный магнитный материал, локальные участки которого после определенной обработки приобретают немагнитные свойства, что позволяет управлять направлением магнитного потока [4].

В данной работе представлено численное исследование прочностных характеристик ротора электрического стартер-генератора с постоянными магнитами с двухфазным магнитным материалом. Определяются оптимальные границы стоек для обработки в немагнитную фазу.

В работе представлена следующая информация:

- Внедрение немагнитной области в ротор электрического стартера-генератора;
- Численные расчеты конструкции ротора на основе традиционной кремнистой стали 2421, которая обеспечивает запас прочности для имеющейся нагрузки по нижней границе;
- Численные расчеты конструкции ротора на основе двухфазного магнитного материала, после внедрения которого прочностные характеристики ротора значительно улучшились;
- Определена оптимальная граница обработки поверхности листов магнитопровода ротора для получения в них немагнитных областей.

Литература

1. Ramesh P., Lenin N. C. High power density electrical machines for electric vehicles – Comprehensive review based on material technology //IEEE Transactions on Magnetics. – 2019. – Т. 55. – №. 11. – С. 1-21.
2. Sayed E. et al. Review of electric machines in more-/hybrid-/turbo-electric aircraft //IEEE Transactions on Transportation Electrification. – 2021. – Т. 7. – №. 4. – С. 2976-3005.
3. Wu F., El-Refaie A. M. Towards fully additively-manufactured permanent magnet synchronous machines: Opportunities and challenges //2019 IEEE International Electric Machines & Drives Conference (IEMDC). – IEEE, 2019. – С. 2225-2232.
4. El-Refaie A. Role of advanced materials in electrical machines //CES Transactions on Electrical Machines and Systems. – 2019. – Т. 3. – №. 2. – С. 124-132.
5. Resulkulyeva, G. G. Weight model of the airframe assembly design based on regression analysis / G. G. Resulkulyeva, M. V. Maysak, S. A. Serebryansky // Civil aviation at the present stage of development of science, technology and society : Collection of abstracts of the International Scientific and Technical Conference dedicated to the 100th anniversary of Russian Civil Aviation, Moscow, 18-19 May 2023. – Moscow: Publishing House of the N. E. Zhukovsky Academy, 2023. – pp. 130-132. – EDN ZLSOGB.

Determination of the boundaries of the non-magnetic phase of the dual-phase magnetic material of the starter-generator rotor

Vavilov V.E.¹, Ismagilov F.R.¹, Yushkova O.A.¹, Pronin E.A.¹, Zherebtsov A.A.¹

¹Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russia

Currently, electric cars are actively used in the automotive and aviation industries. In these industries, electric machines are subject to serious requirements for efficiency, weight and size indicators and reliability, which are becoming more stringent every year [1, 2]. The situation is aggravated by the fact that in the near future the achievement of new breakthrough results in the specific characteristics of electrical machines may become impossible, because the current level of traditional approaches in electrical engineering is gradually approaching the level of technical saturation. It is necessary to develop new approaches to design, as well as to create new promising materials [3, 4]. One of these materials is a dual-phase magnetic material, the local areas of which, after a certain treatment, acquire non-magnetic properties, which makes it possible to control the direction of the magnetic flux [4].

This paper presents a numerical study of the strength characteristics of the rotor of an electric starter-generator with permanent magnets with a dual-phase magnetic material. The optimal boundaries of racks for processing in the non-magnetic phase are determined.

The paper presents the following information:

- Introduction of a non-magnetic area into the rotor of an electric starter-generator;
- Numerical calculations of the rotor design based on traditional silicon steel 2421, which provides a margin of safety for the existing load on the lower boundary;
- Numerical calculations of the rotor design based on a dual-phase magnetic material, after the introduction of which the strength characteristics of the rotor have improved significantly;
- The optimal boundary of the surface treatment of the sheets of the rotor magnetic core was determined to obtain non-magnetic areas in them.

References

1. Ramesh P., Lenin N. C. High power density electrical machines for electric vehicles - Comprehensive review based on material technology //IEEE Transactions on Magnetics. – 2019. – vol. 55. – No. 11. – pp. 1-21.
2. Sayed E. et al. Review of electric machines in more-/hybrid-/turbo-electric aircraft //IEEE Transactions on Transportation Electrification. – 2021. – vol. 7. – No. 4. – pp. 2976-3005.
3. Wu F., El-Refaie A. M. Towards fully additively-manufactured permanent magnet synchronous machines: Opportunities and challenges //2019 IEEE International Electric Machines & Drives Conference (IEMDC). – IEEE, 2019. – pp. 2225-2232.
4. El-Refaie A. Role of advanced materials in electrical machines //CES Transactions on Electrical Machines and Systems. – 2019. – vol. 3. – No. 2. – pp. 124-132.

Использование гибридной силовой установки в составе беспилотного летательного аппарата

Серебрянский С.А.¹, Кара Г.Ю.¹, Рожков И.В.², Дьяков Д.А.²

¹МАИ, г. Москва, Россия

²БГАА, г. Минск, Республика Беларусь

Развитие беспилотной авиации стремительно ускорилось в связи с развитием информационных технологий, увеличением мощностей обработки информации, технологическим развитием производств. Расширение перечня предоставляемых услуг подтверждает возрастающую востребованность беспилотной авиации с учетом накопленного опыта. Экономическая эффективность таких летательных аппаратов, в большей степени, определяется типом силовой установки (СУ) и принципами её функционирования [1].

Альтернативным направлением развития может стать переход к новым схемам силовых установок, в том числе гибридным силовым установкам (ГСУ). Их отличительной особенностью является использование электрической энергии для привода воздушного винта. Совершенствование электродвигателей, электрогенераторов и аккумуляторных батарей (АКБ) позволяет реализовать их совместное использование с традиционным двигателем, для создания движущей и подъёмной силы [2].

В данной работе рассматривается подход к определению области рационального применения ГСУ, влияния их применения на интегральные и динамические характеристики беспилотного летательного аппарата (БЛА), а также определение оптимальных параметров компонентов ГСУ и оптимального способа управления ГСУ в полёте.

Преимущества применения гибридных технологий обусловлены более экономичным режимом работы двигателей внутреннего сгорания, оптимизированным с

учётом траекторий и режимов полёта соотношением номинальных мощностей первичных преобразователей энергии. В результате решаются проблемы невысокой энергоёмкости аккумуляторных батарей, и обеспечивается требуемая длительность и дальность полёта при оптимальной взлётной массе [3, 4].

Гибридные силовые установки требуют более широкой проработки и могут рассматриваться с учетом различных аспектов, предполагающих достижение определенных целей. К таковым могут относиться снижение летного часа или увеличение дальности полета за счет определенной конфигурации БЛА [5], силовой установки и соответствующего автоматизированного управления ею. В определенных случаях важным специфическим условием может быть улучшенные взлетно-посадочные характеристики, что достигается распределенной по размаху крыла электрической силовой установкой.

Реализация рассматриваемой концепции дает возможность рекуперации части энергии в полете при избытке требуемой мощности.

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. Sergei Serebryansky and Maksim Shkurin. Predictive Assessment of the Development of Unmanned Aviation System. *Journal of Engineering Science and Technology Review* 15 (6) (2022) 149 – 154. doi:10.25103/jestr.156.18.

3. G. Resulkulyeva and S. Serebryansky, "Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934439.

4. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // *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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

5. 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.

The use of a hybrid power plant as part of an unmanned aerial vehicle

Serebryansky S.A.¹ Kara G.Y.¹, Rozhkov I.V.², Dyakov D.A.²

¹MAI, Moscow, Russia

²BSAA, Minsk, Republic of Belarus

The development of unmanned aircraft has accelerated rapidly due to the development of information technology, an increase in information processing capacity, and technological development of production facilities. The expansion of the list of services provided confirms the increasing demand for unmanned aircraft, considering the accumulated experience. The economic efficiency of such aircraft, to a greater extent, is determined by the type of power plant (PP) and the principles of its functioning [1].

An alternative direction of development may be the transition to new power plant schemes, including hybrid power plants (HPP). Their distinctive feature is the use of electrical energy to drive the propeller. The improvement of electric motors, electric generators and

rechargeable batteries (RAB) allows the joint use with a traditional engine to create motive and lifting power [2].

This paper considers an approach to determining the scope of rational application of HPP, the impact of their application on the integral and dynamic characteristics of an unmanned aerial vehicle (UAV), as well as determining the optimal parameters of HPP components and the optimal way to control HPP in flight.

The advantages of using hybrid technologies are due to a more economical mode of operation of internal combustion engines, optimized for trajectories and flight modes by the ratio of nominal capacities of primary energy converters. As a result, the problems of low energy intensity of rechargeable batteries are solved, and the required duration and range of flight with optimal take-off mass is provided [3, 4].

Hybrid power plants require a broader study and can be considered from various aspects involving the achievement of certain goals. These may include a reduction in flight hours or an increase in flight range due to a certain configuration of the UAV [5], the power plant and the corresponding automated control of it. In certain cases, an important specific conditions may be improved take-off and landing characteristics, which is achieved by an electric power plant distributed over the wing span.

The implementation of the concept under consideration makes it possible to recover part of the energy in flight with an excess of the required power.

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. Sergei Serebryansky and Maksim Shkurin. Predictive Assessment of the Development of Unmanned Aviation System. Journal of Engineering Science and Technology Review 15 (6) (2022) 149 – 154. doi:10.25103/jestr.156.18.

3. G. Resulkulyeva and S. Serebryansky, "Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934439.

4. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

5. 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.

Проектирование наружного центробежного вентилятора системы охлаждения электрической машины

Вавилов В.Е.¹, Исмагилов Ф.Р.¹, Гарипов И.Р.¹, Пронин Е.А.¹, Аргаков А.С.¹, Саяхов И.Ф.¹, Юшкова О.А.¹

¹Уфимский университет науки и технологий, Уфа, Россия

Охлаждение электрических машин – одна из важнейших проектировочных и эксплуатационных задач, которая обеспечивает эффективность, работоспособность и надежность электрической машины [1]. Воздушные системы охлаждения до сих пор не теряют свою актуальность. Преимущество в виде минимальных массогабаритных

требований по сравнению с другими системами охлаждения является одним из решающих при использовании в таких областях, где к массогабаритным характеристикам приковано особое внимание. Ярким примером служит авиационная отрасль [2,3].

Основным элементом конструкции является вентилятор, расположенный на одном валу с ротором электрической машины. С точки зрения наружной системы охлаждения вращение лопастей вентилятора создает движение воздушных масс, которые охлаждают корпус электрической машины. Ключевую роль играют лопасти вентилятора, поскольку от их формы зависит как потребляемая мощность, так и производительность вентилятора. Выбор формы лопастей – отдельная задача при проектировании электрической машины с воздушной системой охлаждения [3].

В данной работе представлена исследовательская работа, посвященная профилированию лопастей наружного центробежного вентилятора для электрической машины. Расчеты проводятся при помощи программного комплекса вычислительной гидродинамики.

В ходе работы:

- 1) Произведен расчет зависимости производительности центробежного вентилятора с прямыми лопастями в зависимости от числа лопаток;
- 2) Для наиболее производительного решения рассматривается 16 различных вариантов углов входа и выхода потока из рабочего колеса с загнутыми вперед лопатками с оценкой производительности и затрачиваемой мощности.

В результате подобрана конструкция лопастей, которая обеспечивает производительность аналогичную прямым лопастям, но при этом потребляемая мощность вентилятора снижена более чем на 25%.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект № 21-19-00454.

Литература

1. Yang Y. et al. Thermal management of electric machines //IET Electrical Systems in Transportation. – 2017. – Т. 7. – №. 2. – С. 104-116.
2. Sayed E. et al. Review of electric machines in more-/hybrid-/turbo-electric aircraft //IEEE Transactions on Transportation Electrification. – 2021. – Т. 7. – №. 4. – С. 2976-3005.
3. Бак О. Проектирование и расчёт вентиляторов. – Госгортехиздат, 1961.

Design of an external centrifugal fan for the cooling system of an electrical machine

Vavilov V.E.¹, Ismagilov F.R.¹, Garipov I.R.¹, Pronin E.A.¹, Argakov A.S.¹, Sayakhov I.F.¹, Yushkova O.A.¹

¹ Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russia

Cooling of electrical machines is one of the most important design and operational tasks that ensures the efficiency, performance and reliability of an electrical machine [1]. Air cooling systems still do not lose their relevance. The advantage in the form of minimum weight and size requirements compared to other cooling systems is one of the decisive ones when used in areas where special attention is riveted to weight and size characteristics. A striking example is the aviation industry [2,3].

The main structural element is a fan located on the same shaft as the rotor of the electrical machine. From the point of view of the external cooling system, the rotation of the fan blades creates the movement of air masses that cool the body of the electrical machine. Fan blades play a key role as their shape determines both the power consumption and the fan performance. The choice of the shape of the blades is a separate task when designing an electrical machine with an air cooling system [3].

This paper presents a research work devoted to profiling the blades of an external centrifugal fan for an electric machine. Calculations are carried out using the software package of computational fluid dynamics.

During work:

1) The performance of a centrifugal fan with straight blades was calculated depending on the number of blades;

2) For the most productive solution, 16 different options for the angles of entry and exit of the flow from the impeller with forward curved blades are considered with an assessment of performance and power input.

As a result, the design of the blades was chosen, which provides a performance similar to straight blades, but at the same time the fan power consumption is reduced by more than 25%.

This work was supported by Russian Science Foundation, project № 21-19-00454.

References

1. Yang Y. et al. Thermal management of electric machines // IET Electrical Systems in Transportation. – 2017. – vol. 7. – №. 2. – pp. 104-116.

2. Sayed E. et al. Review of electric machines in more-/hybrid-/turbo-electric aircraft // IEEE Transactions on Transportation Electrification. – 2021. – vol. 7. – №. 4. – pp. 2976-3005.

3. Bak O. Design and calculation of fans. - Gosgortekkhizdat, 1961

Анализ конструкций сверхвысоковакуумного оборудования с целью повышения точности прецизионных манипуляторов

Фетисов М.А.¹, Амосов А.Г.¹, Латышев С.М.²

¹МАИ, г. Москва, Россия

²МАДИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен анализ результатов исследования состояния вопроса обеспечения прецизионных перемещений в сверхвысоком вакууме, факторов, определяющих вид и количество степеней подвижности, точность, дискретность и диапазоны перемещений.

Приведены результаты анализа конструкций сверхвысоковакуумного оборудования, иллюстрирующие что:

- Анализ технологических вакуумных установок показал, что существуют типы оборудования (молекулярно-лучевой эпитаксии, электронно-лучевой литографии, промежуточного, технологического контроля), использующие перспективные технологические процессы и инструменты контроля, реализуемые в безмасляном вакууме, имеющие сложные механические системы, позволяющие получать тонкие пленки с высоким совершенством структуры [1].

- Анализ прогрессивных технологических и контрольных операций, осуществляемых на контрольно-технологическом высоко и сверхвысоковакуумном оборудовании, показал, что перспективным является использование двух типов прецизионных манипуляторов:

а) механизмы с двумя степенями подвижности для техпроцессов электронной литографии, операций контроля методами растворой электронной микроскопии;

б) механизмы с большим числом степеней подвижности (4-6) для технологических процессов молекулярно-лучевой эпитаксии, операций промежуточного контроля с помощью методов ЭОС, ВИМС, ДБЭ, ДМЭ и т.п. [2].

- Показано, что оборудование и специфика различных методов промежуточного технологического контроля, как правило, не допускают проведения контроля различными методами на одной позиции и требуют поочередного позиционирования объекта относительно различных средств контроля.

- Анализ контрольно-технологического сверхвысоковакуумного оборудования показывает, что его производительность определяется как надежностью функционирования механизмов в сверхвысоком вакууме, так и их параметрической надежностью. Для оптимизации оборудования по критерию производительность необходимо знание показателей надежности механизмов и их элементов, в частности, для прецизионных манипуляторов - сильфонов, подшипников, направляющих [3].

- Для обеспечения максимального коэффициента выхода годной продукции оборудования необходимо иметь методику оценки и регулирования параметрической надежности прецизионных манипуляторов, в частности, по параметрам газовыделение и погрешность позиционирования [4].

Литература

1. Васин В.А., Ивашов Е.Н., Степанчиков А.П. Многокоординатные исполнительные устройства современного сверхвысоковакуумного оборудования эпитаксиального роста тонких пленок. 2010, № 1-2, С. 287-281.

2. Щербakov А.В., Рубцов В.П. Особенности построения манипуляторов для электронно-лучевых сварочных установок. 2011, №7, С. 58-62.

3. Емельяненко Р.О., Копытов Д.В., Деулин Е.А. Система диагностики СВВ механизмов. 2021, С. 100-106.

4. Ванцов С.В., Соколов В.А., Хомутская О.В. Анализ проблем точности прецизионных промышленных роботов. 2021, №4, С. 110-119.

Analysis of designs of ultra-high vacuum equipment of electronic equipment

Fetisov M.A.¹, Amosov A.G.¹, Latyshev S.M.²

¹MAI, Moscow, Russia

²MADI, Moscow, Russia

This report presents an analysis of the results of a study of the state of the issue of ensuring precision movements in ultrahigh vacuum, factors determining the type and number of degrees of mobility, accuracy, discreteness and ranges of movements.

The results of the analysis of the designs of ultrahigh vacuum equipment are presented, illustrating that:

- The analysis of technological vacuum installations has shown that there are types of equipment (molecular beam epitaxy, electron beam lithography, intermediate, technological control) using promising technological processes and control tools implemented in an oil-free vacuum, having complex mechanical systems that allow to obtain thin films with high perfection of structure [1].

- The analysis of advanced technological and control operations carried out on control and technological high and ultra-high vacuum equipment has shown that the use of two types of precision manipulators is promising:

a) mechanisms with two degrees of mobility for technical processes of electronic lithography, control operations by methods of solution electron microscopy;

b) mechanisms with a large number of degrees of mobility (4-6) for technological processes of molecular beam epitaxy, intermediate control operations using EAS, SIMSA, FED, DOSE, etc [2].

- It is shown that the equipment and the specifics of various methods of intermediate technological control, as a rule, do not allow control by various methods at the same position and require alternate positioning of the object relative to various means of control.

- The analysis of the control and technological ultra-high vacuum equipment shows that its performance is determined both by the reliability of the functioning of mechanisms in ultra-high vacuum and their parametric reliability. To optimize equipment according to the

performance criterion, it is necessary to know the reliability indicators of mechanisms and their elements, in particular, for precision manipulators - bellows, bearings, guides [3].

• In order to ensure the maximum yield coefficient of suitable equipment products, it is necessary to have a methodology for evaluating and regulating the parametric reliability of precision manipulators, in particular, according to the parameters of gas emission and positioning error [4].

References

1. Vasin V.A., Ivashov E.N., Stepanchikov A.P. Multi-coordinate actuators of modern ultra-high vacuum equipment for epitaxial growth of thin films. 2010, № 1-2, p. 287-281.

2. Shcherbakov A.V., Rubtsov V.P. Features of construction of manipulators for electron beam welding installations. 2011, №7, p.58-62.

3. Emelianenko R.O., Kopitov D.V., Deulin E.A. Diagnostic system of UHV mechanisms. 2021, p. 100-106.

4. Vantsov S.V., Sokolov V.A., Homutskaya O.V. Analysis of precision problems of precision industrial robots. 2021, №4, p. 110-119.

Специфика задач топологической оптимизации силовых элементов конструкции

Рябцева Е. О.¹, Майсак М.В.¹, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Проектирование силовых конструкций в цифровой среде является сложной многосоставной задачей. При получении оптимальной конструкции необходимо учитывать весовые, аэродинамические, прочностные характеристики самолета [1].

Силовые элементы конструкции вносят значительный вклад в увеличение итоговой массы планера. Применение методов топологической оптимизации с проработкой технологических возможностей производства может обеспечить лучший результат по сравнению с традиционными методами проектирования: уменьшить массу изделия за счёт исключения ненагруженного материала и сохранить требуемые характеристики прочности и жесткости [2, 3].

В данной работе рассматривается специфика задач топологической оптимизации, которая предполагает варьирование некоторых параметров в заданных пределах, при условии соблюдения предъявляемых к конструкции требований.

Топологическая оптимизация (ТО) целиком автоматизирована, поэтому дает нестандартный результат. Применение методов топологической оптимизации позволяет получить картину распределения свойств материала с учётом существующих ограничений для исследуемых элементов конструкции. Такими ограничениями являются геометрические размеры, требования прочности и жёсткости.

Топологическая оптимизация представляет собой метод автоматизированного проектирования, позволяющий получить оптимальную форму изделия в заданных условиях эксплуатации. Внедрение этого инструмента в процесс разработки, позволяет сократить время, отводимое на данный этап жизненного цикла изделия, более широко использовать возможности, как традиционных способов изготовления, так и аддитивных технологий [4, 5].

Некоторые авиастроительные компании активно применяют технологии аддитивного производства. Например, Boeing используют 3D-печать для запасных частей самолёта. Организация, проводящая техобслуживание, имеющая доступ к 3D-принтеру, может напечатать некоторые детали, потратив несколько часов, вместо того, чтобы ожидать их поставку в течение нескольких дней или более продолжительного периода. Это позволяет сократить время простоя воздушного судна на техобслуживании в ожидании получения необходимых деталей и так же упрощает логистику [6, 7].

Топологическая оптимизация может быть применена для конструктивных элементов, агрегатов или узлов в заранее заданной компоновке, таких как: нервюры, корпусные детали, лопатки турбин ГТД [8]. Кроме того, с ее помощью возможно, пересмотреть ранее спроектированные традиционными методами детали и добиться большего выигрыша по массе.

Топологическая оптимизация может быть применена на ранних стадиях проектирования, что позволит сократить финансовые и временные затраты на проект и допустить меньшее количество ошибок.

Для авиационных конструкций, итоговая масса, полученная в результате расчёта вышеуказанных характеристик, должна быть минимально возможной, поскольку влияет на целевую нагрузку, а значит, и на экономическую эффективность разрабатываемого изделия.

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. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

3. Меркулов, А. Г. О возможности применения аддитивных технологий в производстве летательных аппаратов / А. Г. Меркулов // Гагаринские чтения - 2020 : Сборник тезисов докладов, Москва, 27 декабря 2019 года – 17 2020 года. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – С. 976-977. – EDN QPEPDQ.

4. Серебрянский, С. А. К вопросу оптимизации этапов жизненного цикла изделия / С. А. Серебрянский, А. В. Барабанов // Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2019) : Материалы двенадцатой международной конференции, Москва, 01–03 октября 2019 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – Москва: Международный научно-исследовательский институт проблем управления РАН, 2019. – С. 770-776. – DOI 10.25728/mlsd.2019.2.0770. – EDN DNJTDT.

5. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebnova, A. I. Kolosov // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

6. Технологии интегрированной логистической поддержки в процессах жизненного цикла авиационной техники : Научное издание в авторской редакции / Е. В. Судов, А. Н. Петров, А. В. Петров [и др.] ; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Кафедра № 101 "Проектирование и сертификация авиационной техники". – Москва : Общество с ограниченной ответственностью "Эдитус", 2018. – 174 с. – ISBN 978-5-00058-821-5. – EDN YYAKTZ.

7. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Potsebnova, V. Lepeshkin // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.

8. Strelets, D. Yu. Research of the possibility of improving the traction and economic characteristics of a supersonic passenger aircraft engine through minimal modifications to the high-pressure compressor / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Journal of Physics: Conference Series, Krasnoyarsk, Russia, 24 сентября – 03 2021 года / Krasnoyarsk Science and Technology City Hall of the Russian Union of Scientific and Engineering Associations. Vol. Volume 2094. – Krasnoyarsk, Russia: IOP Publishing Ltd, 2021. – P. 42055. – DOI 10.1088/1742-6596/2094/4/042055. – EDN PSCEXV.

The specifics of the tasks of topological optimization of structural strength elements

Ryabtseva E. O.¹, Maysak M.V.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The digital design of load-carrying structure is complicated task. It is necessary to consider with weight, aerodynamic and strength performances to get the optimal structure of aircraft [1].

Load-carrying details make a significant contribution to the weight enhancement. The use of topological optimization methods with the study of technological capabilities of production can provide a better result compared to traditional design methods: reduce the mass of the product by eliminating unloaded material and maintain the required strength and stiffness characteristics [2, 3].

In this paper, we consider the specifics of topological optimization problems, which involves varying some parameters within specified limits, subject to compliance with the requirements for the design.

Topological optimization (TO) is fully automated, therefore it gives a non-standard result. The use of topological optimization methods makes it possible to obtain a picture of the distribution of material properties, taking into account the existing restrictions for the studied structural elements. Such restrictions are geometric dimensions, strength and stiffness requirements.

Topological optimization is a computer-aided design method that allows obtaining the optimal shape of a product under given operating conditions. The introduction of this tool in the development process makes it possible to reduce the time allotted for this stage of the product life cycle, to use more widely the possibilities of both traditional manufacturing methods and additive technologies [4, 5].

Several aircraft companies use additive technologies for manufacturing. For example, Boeing uses 3D printing to make aircraft spare parts. A maintenance organization with access to a 3D printer can print some parts in a matter of hours instead of waiting days or longer for delivery. This reduces the downtime of the aircraft for maintenance while waiting for the necessary parts to be received and also simplifies logistics [6, 7].

Topological optimization can be applied to structural elements, assemblies or joints such as: ribs, body parts, turbine blades of gas turbine engines [8]. In addition, using topological optimization makes possible to revise parts previously designed by traditional methods and achieve a greater gain in mass.

Topological optimization can be applied in the early stages of design, which will reduce the financial and time costs of the project and allow fewer errors.

For aircraft structures, the final mass obtained as a result of calculating the above characteristics should be as low as possible, since it affects the target load, and hence the economic efficiency of the product being developed.

References

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

2. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

3. Merkulov, A. G. The possibility of using additive technologies in the aircraft manufacturing / A. G. Merkulov // Gagarin readings - 2020: Collection of abstracts, Moscow, December 27, 2019 - 17, 2020. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. – P. 976-977. – EDN QPEPDQ.

4. Serebryansky, S. A. On the issue of optimizing the stages of the product life cycle / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Large-scale systems development management (MLSD'2019): Proceedings of the twelfth international conference, Moscow, October 01–03, 2019 / Under the general editorship of S.N. Vasilyeva, A.D. Tsvirkun. – Moscow: International Research Institute for Control Problems of the Russian Academy of Sciences, 2019. – P. 770-776. – DOI 10.25728/mlsd.2019.2.0770. – EDN DNJTDT.

5. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebnaya, A. I. Kolosov // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

6. Technologies of integrated logistics support in the processes of the life cycle of aviation equipment: Scientific publication in the author's edition / E. V. Sudov, A. N. Petrov, A. V. Petrov [and others]; Moscow Aviation Institute (National Research University), Department No. 101 "Design and Certification of Aviation Equipment". – Moscow: Limited Liability Company "Editus", 2018. – 174 с. – ISBN 978-5-00058-821-5. – EDN YYAKTZ.

7. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Potsebnaya, V. Lepeshkin // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.

8. Strelets, D. Yu. Research of the possibility of improving the traction and economic characteristics of a supersonic passenger aircraft engine through minimal modifications to the high-pressure compressor / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Journal of Physics: Conference Series, Krasnoyarsk, Russia, 24 сентября – 03 2021 года / Krasnoyarsk Science and Technology City Hall of the Russian Union of Scientific and Engineering Associations. Vol. Volume 2094. – Krasnoyarsk, Russia: IOP Publishing Ltd, 2021. – P. 42055. – DOI 10.1088/1742-6596/2094/4/042055. – EDN PSCEXV.

Прогнозирование долговечности диска свободной турбины наземной газотурбинной установки для газоперекачивающего агрегата на основе вероятностного подхода

Великанова Н.П.¹, Великанов П.Г.^{1,2}, Протасова Н.А.³, Басинов М.Е.⁴, Алиев Р.Н.О.⁵

¹КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия;

²К(П)ФУ, г. Казань, Россия;

³ООО «АХТЗ», г. Казань, Россия;

⁴Казанский вертолетный завод, г. Казань, Россия;

⁵Уральский завод гражданской авиации, г. Казань, Россия

В настоящем докладе реализуется метод, основанный на анализе напряженно-деформированного состояния (НДС) диска свободной турбины (СТ) и его изменении в

процессе длительной эксплуатации в соответствии с особенностями работы наземной газотурбинной установки (ГТУ) НК-16СТ для газоперекачивающего агрегата (ГПА). Кроме этого, в работе исследуются статистические данные о механических характеристиках и долговечности материала диска СТ — жаропрочного сплава на никелевой основе ЭИ698-ВД. Учитывается изменение характеристик материала в процессе длительной эксплуатации наземной ГТУ для ГПА. Прогнозирование долговечности диска СТ осуществляется на основе изменения статистических запасов прочности и долговечности в процессе эксплуатации.

Расчет НДС диска СТ выполнен с помощью метода интегральных уравнений (МИУ) и с помощью МКЭ в программе Ansys в двумерной (Ansys APDL) и трехмерной (Ansys Workbench) постановках. Задачи решались в упруго-пластической постановке. Для дискретизации области диска СТ использовались изопараметрические конечные элементы (КЭ). Аппроксимация свойств длительной прочности материала диска проведена с использованием формулы Ларсона-Миллера. Расчет диска СТ проведен на ресурс 200000 часов со 100% его использованием за ресурс. Для расчётов выбран режим с минимальными запасами прочности.

Для длительного статического нагружения, характерного для дисков турбин, был использован предложенный И.А.Биргером двумерный вероятностный критерий разрушения [1], в который входят K_M^* и K_T^* - статистические запасы прочности и долговечности, вычисленные по статистически экстремальным значениям параметров.

Для диска СТ выражения для статистических запасов прочности и долговечности представляют собой функции от толерантных коэффициентов K_{S1}, \dots, K_{S4} [2], выбранных уровней значимости α и доверительной вероятности P_d , а также объема выборок n_1, \dots, n_4 и искомого значения долговечности τ_3 . Тогда из условий разрушения относительно τ_3 получаем для диска СТ по два значения долговечности в часах, из которых берем минимальные значения.

Предложенный метод прогнозирования долговечности деталей турбин по параметру длительной прочности на основе вероятностного подхода позволяет определять долговечность дисков, как авиационных двигателей, так и наземных ГТУ для ГПА при любом уровне эксплуатационной наработки. Метод применим для оценки индивидуального ресурса при эксплуатации по техническому состоянию.

Литература

1. Биргер И.А. Вероятность разрушения и запасы прочности при многомерных критериях разрушения // Проблемы прочности и динамики в авиадвигателестроении: Сб. статей. Вып. 3. М., 1985. С. 7-22 (Труды ЦИАМ: № 1109).

2. Большев Л.Н., Смирнов Н.В. Таблицы математической статистики. М.: Наука, 1983. 416 с.

Forecasting the durability of the free turbine disk of a ground-based gas turbine engines for gas pumping agregate on a probabilistic approach

Velikanova N.P.¹, Velikanov P.G.^{1,2}, Protasova N.A.³, Basinov M.E.⁴, Aliyev R.N.O.⁵

¹Kazan National Research Technical University named after A.N.Tupolev-KAI, Kazan, Russia;

²Kazan (Volga Region) Federal University, Kazan, Russia;

³Limited Liability Company «AtomChemTechZashchita», Kazan, Russia;

⁴Kazan Helicopter Plant, Kazan, Russia;

⁵Ural Civil Aviation Plant, Kazan, Russia

This report implements a method based on the analysis of the stress-strain state of the free (power) turbine (FT) disk and its change during long-term operation in accordance with the peculiarities of the operation of a ground-based gas turbine engines (GTE) of the NK-16ST for a gas pumping agregate (GPA). In addition, the paper examines statistical data on

the mechanical characteristics and durability of the FT disk material — a heat-resistant nickel-based alloy EI698-VD. It takes into account the change in the characteristics of the material during the long-term operation of the ground-based GTE for GPA. The durability of the FT disk is predicted based on changes in the statistical reserves of strength and durability during operation.

The calculation of the stress-strain state of FT disk was performed using the integral equations method (IEM) and using the FEM in the Ansys program in two-dimensional (Ansys APDL) and three-dimensional (Ansys Workbench) formulations. The tasks were solved in an elastic-plastic formulation. Isoparametric finite elements (FE) were used to discretize the FT disk region. The approximation of the properties of the long-term strength of the disk material was carried out using the Larson-Miller formula. The calculation of the FT disk was carried out for a resource of 200,000 hours with 100% of its use per resource. For calculations, a mode with minimal safety margins is selected.

For long-term static loading characteristic of turbine disks, a two-dimensional probabilistic failure criterion proposed by I.A. Birger [1] was used, which includes K_M^* and K_τ^* - statistical reserves of strength and durability calculated from statistically extreme values of parameters.

For the FT disk, the expressions for statistical strength and durability reserves are functions of the tolerance coefficients K_{S1}, \dots, K_{S4} [2], the selected significance levels α and the confidence probability P_C , as well as the volume of samples n_1, \dots, n_4 and the desired durability value τ_3 . Then, from the conditions of destruction with respect to τ_3 , we obtain for the FT disk two values of durability in hours, from which we take the minimum values.

The proposed method for predicting the durability of turbine parts by the long-term strength parameter based on a probabilistic approach allows determining the durability of disks, both aircraft engines and ground-based GTE for GPA at any level of operational operating time. The method is applicable to the assessment of an individual resource during operation according to the technical condition.

References:

1. Birger I.A. The probability of destruction and safety margins under multidimensional criteria of destruction. Problems of strength and dynamics in aircraft engine building. 1985. Issue 3. pp. 7-22. (Proceedings of CIAM. № 1109).
2. Bolshev L.N., Smirnov N.V. Tables of mathematical statistics. Moscow, Nauka, 1983. 416 p.

Безопасность и живучесть электрического авиационного транспорта

Савельев С.А., Арбузов И.В.
МАИ, Москва

В настоящее время во многих странах ведутся исследования в области разработки более электрического или полностью электрического авиационного транспорта. Такие летательные аппараты (ЛА) оборудованы источником электрической энергии, в основном на базе электрохимических аккумуляторов.

Электрические ЛА обладают рядом преимуществ: экологичность и более низкая стоимость эксплуатации, более высокий КПД электродвигателей и других потребителей электрической энергии, а также более широкие возможности управления энергией.

С точки зрения потребительских свойств и энергоёмкости наиболее подходящими аккумуляторами для использования их в качестве источника электрической энергии ЛА – это литий-ионные аккумуляторы [1]. Однако, литий-ионные аккумуляторы чувствительны к условиям эксплуатации.

Внешнее воздействие и/или выход из допустимого температурного диапазона при эксплуатации литий-ионных аккумуляторов может привести к изменению их внутренней структуры.

Литий-ионный аккумулятор конструктивно состоит из положительного электрода – катода, отрицательного электрода – анода и разделяющего их между собой ион-проводящего слоя – сепаратора, упакованные в герметичном контейнере, который заполнен электролитом.

Повреждение сепаратора литиевых аккумуляторов, вследствие механического воздействия и/или воздействия температуры (Материал сепаратора разлагается при температуре 70-90 °С.) приводит к короткому замыканию внутри аккумулятора. Остаточная энергия поврежденных аккумуляторов расходуется на их нагрев.

Содержащийся в аноде литий вступает в реакцию с электролитом, при которой выделяются углеводороды (этан, метан, этилен и т.д.). Если оболочка аккумулятора не разгерметизирована, и нет доступа кислорода, процесс повышения температуры, и соответственно, рост давления внутри аккумулятора продолжается до тех пор, пока из катода не будет выделяться кислород. Этот процесс называется «Термическим разгоном». При наличии кислорода происходит воспламенение.

Проведенные экспериментальные исследования показали, что на скорость и последствия этих реакций влияет:

- тип литий-ионных аккумуляторов,
- уровень их заряда,
- температура при их эксплуатации,
- степень их деградации.

Все это влияет на эксплуатационные свойства летательных аппаратов, в частности, на их безопасность и живучесть.

Кроме того, из-за поврежденных аккумуляторов снижается общее количество энергии ЛА, что также ставит вопрос о возможности продолжения полета в соответствии с полетным заданием или о возможности долететь до аэродрома.

Таким образом, при неправильной эксплуатации источников электрической энергии, электрические ЛА могут быть не безопасными.

Безопасность и живучесть электрического транспорта можно обеспечить:

- за счет уменьшения вероятности повреждения аккумуляторов;
- за счет снижения последствий, если аккумуляторы все-таки были повреждены.

Отсюда появляется необходимость, во-первых, в разработке методик оценки функционального состояния литий-ионных аккумуляторов при различных условиях их эксплуатации [2, 3], во-вторых, в разработке программ для ЭВМ, позволяющих моделировать процессы при их эксплуатации [4, 5], в-третьих, в разработке мероприятий и технических решений для их защиты.

Степень электрификации авиационного транспорта с каждым годом будет все больше и своевременное прогнозирование необходимых направлений исследований [6], и создание научно-технического задела способствует, в будущем, разработке и созданию эффективных, конкурентоспособных летательных аппаратов.

Литература

1. Савельев, С. А. Анализ эффективности электрических аккумуляторных источников энергии для беспилотных летательных аппаратов / С. А. Савельев // XLVII Гагаринские чтения 2021 : Сборник тезисов работ XLVII Международной молодежной научной конференции, Москва, 20–23 апреля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 64-65. – EDN KXXXOT.

2. Савельев, С. А. Исследование влияния механического воздействия ударника на функциональное состояние литий-ионных аккумуляторных батарей электрического самолета / С. А. Савельев, И. В. Арбузов, Д. Ю. Стрелец // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2022. – № 2. – С. 11-18. – EDN ССАНЕК.

3. Савельев, С. А. О влиянии механического воздействия на функциональное состояние аккумуляторов электрической энергосистемы летательного аппарата / С. А. Савельев, И. В. Арбузов // Авиация и космонавтика : Тезисы 20-ой Международной

конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 64-66. – EDN KTXLKV.

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020661358 Российская Федерация. DIST-1.2. Программа исследования влияния действия внешних дистанционных факторов на работоспособность систем и агрегатов летательного аппарата : № 2020660521 : заявл. 15.09.2020 : опубл. 22.09.2020 / И. В. Арбузов, С. А. Савельев, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». – EDN SZCXMP.

5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020661299 Российская Федерация. UDAR-1.2. Программа исследования влияния действия внешних контактных факторов на работоспособность систем и агрегатов летательного аппарата : № 2020660519 : заявл. 15.09.2020 : опубл. 21.09.2020 / И. В. Арбузов, С. А. Савельев, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». – EDN UOUBZA.

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.

Safety and survivability of electric aircraft transport

Savelyev S.A., Arbuzov I.V.

MAI, Moscow, Russia

Research is currently underway in many countries to develop more electric or all-electric aviation transport. Such aircraft are equipped with a source of electrical energy, mainly based on electrochemical batteries.

Electric aircraft have a number of advantages: environmental friendliness and lower operating costs, higher efficiency of electric motors and other consumers of electrical energy, as well as greater energy management capabilities.

From the point of view of consumer properties and energy intensity, the most suitable batteries for use as an aircraft energy source are lithium-ion batteries [1]. However, lithium-ion batteries are sensitive to operating conditions.

External impact and/or going beyond the permissible temperature range during the operation of lithium-ion batteries may cause changes in their internal structure.

A lithium-ion battery structurally consists of a positive electrode - a cathode, a negative electrode - an anode and an ion-conducting layer separating them from each other - a separator, packed in a sealed container filled with electrolyte.

Damage to the lithium battery separator due to mechanical impact and / or temperature (The separator material decomposes at a temperature of 70-90 ° C.) may cause a short circuit inside the battery. The residual energy of damaged batteries is used to heat them.

The lithium contained in the anode reacts with the electrolyte, in which hydrocarbons (ethane, methane, ethylene, etc.) are released. If the battery shell is not depressurized, and there is no oxygen access, the process of temperature increase, and accordingly, the pressure increase inside the battery continues until oxygen begins to be released from the cathode. This process is called "Thermal Runaway". In the presence of oxygen, ignition occurs.

Conducted experimental research have shown that the rate and consequences of these reactions are affected by:

- type of lithium-ion batteries,

- their state of charge,
- operating temperature,
- their state of degradation.

All this affects the operational properties of aircraft, in particular, their safety and survivability.

In addition, due to damaged batteries, the total amount of aircraft energy is reduced, which also raises the question of the possibility of continuing the flight in accordance with the flight task or the possibility of reaching the airfield.

Thus, if the sources of electrical energy are not used correctly, electric aircraft may not be safe.

The safety and survivability of electric transport can be ensured by:

- by reducing the chance of battery damage;
- by reducing the consequences if the batteries were nevertheless damaged.

Hence, there is a need, firstly, to develop methods for assessing the functional state of lithium-ion batteries under various operating conditions [2, 3], and secondly, to develop computer programs that allow modeling processes during their operation [4, 5] and thirdly, in the development of measures and technical solutions for their protection.

The degree of electrification of air transport will increase every year, and timely forecasting of the necessary areas of research and the creation of a scientific [6] and technical reserve will contribute, in the future, to the development and creation of efficient, competitive aircraft.

References

1. S.A. Savelyev. Analysis of the efficiency of electric battery power sources for unmanned aerial vehicles, Collection of abstracts of the XLVII International Youth Scientific Conference "Gagarin Readings - 2021". – Moscow. – MAI. – 2021. – pp. 64-65.

2. S.A. Savelyev, I.V. Arbuzov, D.Yu. Strelets. Research of the impactor mechanical impact effect on the electric aircraft li-ion batteries functional state, *Izv. Vuz. Av. Tekhnika*, 2022, no. 2, pp. 11–18 [Russian Aeronautics (Engl. Transl.), vol. 65, pp. 235–242].

3. S.A. Savelyev, I.V. Arbuzov. On the influence of mechanical impact on the functional state of the batteries of the electric power system of an aircraft, Collection of abstracts of the 20th International Conference "Aviation and Cosmonautics". – Moscow. – MAI. – 2021. – pp. 64-65.

4. Certificate of state registration of computer program No. 2020661358 Russian Federation. DIST-1.2. The program of studying the influence of the action of external remote factors on the performance of systems and units of the aircraft : № 2020660521 : applied. 15.09.2020 : published on 22.09.2020 / I. V. Arbuzov, S. A. Savelyev, S. A. Serebryansky, SD. Yu. Strelets ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN SZCXMP.

5. Certificate of state registration of computer program No. 2020661299 Russian Federation. UDAR-1.2. The program for studying the influence of the action of external contact factors on the performance of aircraft systems and assemblies : № 2020660519 : applied. 15.09.2020 : published on 21.09.2020 / I. V. Arbuzov, S. A. Savelyev, S. A. Serebryansky, SD. Yu. Strelets ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN UOUBZA.

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

Концептуальное проектирование и оптимизация управления гибридной силовой установкой параллельной схемы для регионального турбовинтового самолета типа De Havilland Dash-8

Михайлов А.Е.¹, Васильева Е.Д.¹, Михайлова А.Б.¹,
Еременко В.В.¹, Горюхин М.О.¹, Красноперов Д.Г.¹
¹ УУНиТ, г. Уфа, Россия

В настоящее время экологические характеристики авиационной техники являются одним из главных драйверов развития, среди зеленых технологий особого внимания заслуживает электрификация.

Гибридные силовые установки наиболее применимы в рыночных нишах с умеренной дальностью полета из-за ограниченной на текущий момент удельной емкости аккумуляторных батарей. Поэтому в настоящее время основное внимание привлекается разработка турбовинтовых региональных самолетов с гибридной силовой установкой.

Авторами проведено обоснование выбора облика и программы управления гибридной силовой установкой параллельной схемы для турбовинтового пассажирского самолета типа De Havilland Dash 8. Проведен комплекс параметрических исследований для двухвального турбовинтового двигателя в составе ГСУ параллельной схемы при различной степени гибридизации и программе управления по типовой траектории полета [6]. Сравнивается исходный двигатель Pratt&Whitney PW121, референсная модель ГТД и гибридная силовой установка параллельной схемы.

Если рассматривать стоимость тонно-километра и суммарную массу гибридной силовой установки и топлива, потребного на типовой полетный цикл, то можно увидеть, что программа управления с гибридизацией гибридной силовой установки 50% на взлете и линейным уменьшением гибридизации во время набора высоты не является оптимальной.

Наивысшая топливная эффективность достигается при низкой гибридизации 10-20% на крейсерском этапе. Наиболее перспективными программами управления являются 30-30-20-15-15%, 30-30-20-10-10% и 50-40-30-20-10%. Как и ожидалось, программа управления, при которой применяется гибридизация на крейсерском участке полета, оказывает большое влияние на массу аккумуляторной батареи и, как следствие, на максимальную дальность полета самолета.

Если рассматривать только результирующую массу гибридной силовой установки, то оптимальной схемой гибридизацией является 30-30-20-10-0%.

Максимальный прирост топливной эффективности составляет 36,1% для PW121 и 31,59% для референсного двигателя с нулевой гибридизацией, при использовании программы управления гибридной силовой установкой 30-30-20-20-20%.

Литература

1. Sahoo S, Zhao X, Kyprianidis K (2020) A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft. *Aerospace* 7, 44.
2. Orefice F, Nicolosi F, Corcione S, Della Vecchia P (2021) Hybridization and Mission Analysis of a regional turboprop. In *AIAA Aviation 2021 Forum*.
3. Spierling T and Lents C (2019) Parallel Hybrid Propulsion System for a Regional Turboprop: Conceptual Design and Benefits Analysis *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*.

Conceptual design and control schedule optimization for parallel hybrid propulsion system of regional turboprop aircraft

Mikhailov A.E.¹, Vasilyeva E.D.¹, Mikhailova A.B.¹,
Eremenko V.V.¹, Goryukhin M.O.¹, Krasnoperov D.G.¹

¹ Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education «Ufa University of Science and Technology», Ufa, Russia

Environmental impact is an increasingly important factor in designing next-generation transportation systems. The aerospace industry has begun transitioning to zero-emission technologies, focusing primarily on electrification.

Hybrid propulsion system is deemed most suited for market segments with short operational ranges, such as regional air transportation [1,2,3,4]. Following the successful flight of early CS-23 prototypes, regional turboprop application is a likely first step to a global electrification of commercial aviation [5].

In the present work, the conceptual design and control schedule optimisation of a parallel hybrid propulsion system for the De Havilland Dash 8 regional turboprop aircraft is carried out. A parametric study of the turboprop engine with different degrees of hybridisation at design point and off-design performance analysis of the parallel hybrid propulsion system with different control schedules for an aircraft typical mission has been carried out [6]. Overall aircraft performance parameters are used to evaluate hybrid propulsion systems with different degrees of hybridisation and control schedules.

If we consider aircraft fuel efficiency and total weight of hybrid propulsion system and mission blocked fuel one can see that the hybrid propulsion system control schedule with 50% at take off and linear decrease of hybridization is not optimal.

The best fuel efficiency is obtained when low 10-20% hybridisation at cruise phase is considered, fig. 5 and 6. The most promising control schedules are 30-30-20-15-15%, 30-30-20-10-10% и 50-40-30-20-10%. As expected, control schedule with cruise hybridisation has a great effect on battery weight and as result on maximum aircraft range.

If we consider the hybrid propulsion system weight, the most promising control schedule is 30-30-20-10-0%.

The maximum fuel efficiency gain is 36.1% for PW121 and 31.59% for reference 0% hybridisation engine when we use 30-30-20-20-20% control schedule.

References:

1. Sahoo S, Zhao X, Kyprianidis K (2020) A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft. *Aerospace* 7, 44.
2. Orefice F, Nicolosi F, Corcione S, Della Vecchia P (2021) Hybridization and Mission Analysis of a regional turboprop. In *AIAA Aviation 2021 Forum*.
3. Spierling T and Lents C (2019) Parallel Hybrid Propulsion System for a Regional Turboprop: Conceptual Design and Benefits Analysis *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*.

Исследование эффективности струйных систем защиты для газотурбинных двигателей самолета от попадания посторонних предметов

Ушаков И.О.¹, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Современные магистральные пассажирские самолеты, как правило, представляют собой планер «Нормальной» аэродинамической схемы с двумя или более газотурбинными двигателями, расположенными на пилонах под крылом. Одним из недостатков такого размещения двигателей является их незащищенность от попадания в газоздушный тракт посторонних предметов с поверхности аэродромов [М].

Основными причинами попадания посторонних предметов в воздухозаборники низкорасположенных ГТД являются [2]:

- заброс с поверхности аэродрома вихревым жгутом, возникающим между поверхностью аэродрома и воздухозаборником;
- заброс колесами передней опоры шасси при рулении, разбеге и пробеге ВС по поверхности аэродрома;
- заброс потоком воздуха при применении реверса тяги турбовентиляторных двигателей во время пробега.

Соударение твердых посторонних предметов с лопатками направляющих аппаратов, рабочих колес, а также обтекателем воздухозаборника приводит к значительным повреждениям, что в свою очередь приводит к дополнительным затратам на восстановление летной годности ВС [3]. Помимо того, незащищенность низкорасположенных двигателей ВС от попадания посторонних предметов является причиной формирования ограничений при определении ожидаемых условий эксплуатации самолета [4].

Одной из наиболее частых причин повреждения двигателей посторонними предметами с поверхности аэродрома является заброс вихревым течением. Для возможности заброса посторонних предметов в двигатель вихрь должен обладать определённой интенсивностью [5]. Для защиты двигателей от попадания посторонних предметов предлагается использовать систему струйной защиты [6].

В данной работе выполнено математическое моделирование процесса образования вихря под воздухозаборником с применением CAE-технологии на основе программного комплекса Ansys CFX [7]. На основании полученных данных установлены факторы, влияющие на интенсивность вихревого течения, сформирована зона существования вихря, определены оптимальные параметры струйной системы защиты, выполнена оценка ее эффективности.

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. Николаева, А. А. Подход к выбору компоновки воздухозаборника сверхзвукового пассажирского самолета / А. А. Николаева, С. А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2022. – № 5(125). – DOI 10.18698/2308-6033-2022-5-2176. – EDN CLXZIA.

3. Яблонский, С. Н. Анализ проблем повреждения гражданских самолетов при наземном обслуживании и ремонте / С. Н. Яблонский, А. В. Гостев, А. С. Кузнецов // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 151-153. – EDN NNJFGE.

4. Конструктивно-компоновочная схема перспективного многорежимного летательного аппарата / А. В. Гостев, М. А. Киселев, В. Б. Кровяков [и др.] // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2020. – № 11. – С. 47-55. – EDN UYSPAP.

5. Комов, А. А. Расчетные исследования влияния компоновки силовой установки в составе воздушного судна на вихревое течение / А. А. Комов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2005. – № 90. – С. 123-128. – EDN JXKYAD. 6. Shmilovich, A., and Yadlin, Y. "Engine Ground Vortex Control." AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006, AIAA Paper 2006-3006.

7. Стрелец, Д. Ю. Цифровой двойник изделия в едином информационном пространстве жизненного цикла / Д. Ю. Стрелец, С. А. Серебрянский, М. В. Шкурин // Управление развитием крупномасштабных систем mlSD'2020 : ТРУДЫ ТРИНАДЦАТОЙ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОНФЕРЕНЦИИ, Москва, 28–30 сентября 2020 года / Под общей редакцией С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2020. – С. 1249-1258. – DOI 10.25728/mlsd.2020.1249. – EDN VPMMHY.

Determination of the effectiveness of the ground vortex control jet system for the gas turbine engines

Ushakov I.O.¹, Serebryansky S.A.¹
MAI, Moscow, Russia

On modern mainline passenger aircraft, gas turbine engines are usually mounted on pylons under the wing. One of the disadvantages of such placement of engines is their vulnerability to ingress of foreign objects. [1].

The main reasons for the ingress of foreign objects into the air intakes of low-lying gas turbine engines are [2]:

- grabbing from the surface of the airfield with a vortex harness that occurs between the surface of the airfield and the air intake;
- throwing foreign objects by the wheels of the front landing gear during taxiing, takeoff and landing of the aircraft on the surface of the airfield;
- throwing foreign objects with a stream of air when using reverse thrust of gas turbine engines during the landing run.

The collision of solid foreign objects with the inlet guide vanes, impellers and the fairings of the air intake leads to significant damage. Restoring for airworthiness of the aircraft leads to extra costs [3]. The vulnerability of low-lying aircraft engines from ingress of foreign objects is the reason for the formation of restrictions in determining the expected operating aircraft conditions [4].

One of the most frequent reason of damage to aircraft engines by foreign objects is their grabbing from the surface of the airfield by the vortex. To be able to throw foreign objects into the engine, the vortex must have a certain intensity [5]. To protect the engines from foreign objects, it is proposed to use vortex dissipators [6].

This article performs results of mathematical modeling of the process of vortex formation under the air intake using CAE technology based on the Ansys CFX software package [7]. The article also considers the factors affecting the intensity of the vortex, determines the zone of existence of the vortex. Defined the optimal parameters of the vortex dissipators for vortex alleviation.

References

1. 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.
2. Nikolaeva, A. A. Approach to the selection of air intake layout of supersonic passenger aircraft / A. A. Nikolaeva, S. A. Serebryansky // Engineering Journal: Science and Innovation. - 2022. - № 5(125). - DOI 10.18698/2308-6033-2022-5-2176. - EDN CLXZIA.
3. Yablonsky S.N. Analysis of the problem of damage to civil aircraft during ground handling and repair / S.N. Yablonsky, A.V. Gostev, A.S. Kuznetsov // High-Speed Transport Development: Abstracts of the 1st International Conference, Moscow, 29 August – 09 September 2022 / Moscow Aviation Institute (Nation Research University). – Moscow: Publishing house “Pero”, 2022. – pp. 151-153. – EDN NNJFGE.

4. The design layout of the promising multi-mode aircraft / A.V. Gostev, M.A. Kiselev, V.B. Krovyakov and the others // "Polyot". All-Russian Scientific-Technical Journal – 2020. – № 11. – pp. 47-55. – EDN UYSPAP.

5. Komov, A. A. ACCOUNTING STUDIES OF THE INFLUENCE OF THE ARRANGEMENT OF THE POWER INSTALLATION IN COMPOSITIUN AIR SHIP ON SWIRL CURRENT / A. A. Komov // Scientific Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation. – 2005. – № 90. – pp. 123-128. – EDN JXKYAD.

6. Shmilovich, A., and Yadlin, Y. “Engine Ground Vortex Control.” AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006, AIAA Paper 2006-3006.

7. Strelets D.Y. Digital twin in a unified lifecycle information space as a tool for improving the competitiveness of airspace products / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Management of large-scale system development mlSD'2020 : Proceedings of the thirteenth International Conference, Moscow, 28–30 September 2020 / Under the general editorship S.N. Vasilyeva, A.D. Tsvirkuna. – Moscow: Trapeznikov Institute of Management Problems., 2020. – pp. 1249-1258. – DOI 10.25728/mlsd.2020.1249. – EDN VPMMHY.

Особенности проектирования тихоходного генератора для накопления гравитационной энергии

Каримов Р.Д.¹, Берлов М.А.², Горбунов А.С.¹, Сенюшкин Н.С.¹,
Хакимьянов М.И.², Терешкин В.М.¹

¹ Уфимский университет науки и технологий, г. Уфа, Россия

² Уфимский государственный нефтяной технический университет, г. Уфа, Россия

В настоящем докладе представлен анализ результатов исследования по повышению эффективности тихоходных синхронных генераторов с постоянными магнитами для применения в составе системы с гравитационным накопителем энергии. Изучены особенности работы гравитационных накопителей энергии. Рассмотрены недостатки гидроаккумулирующих электростанций по сравнению с твердотельными аккумулялирующими электростанциями. Исследованы методы повышения удельной мощности синхронных генераторов и обобщены подходы при их проектировании. Проведен обзор отечественных и зарубежных технических решений генераторов применимых для гравитационного накопителя энергии, на основе анализа определены требования к выходным параметрам электрогенератора и его конструктивному исполнению.

Приведены результаты проведенного анализа и исследования, иллюстрирующие что:

- Конструктивный облик генератора для гравитационного накопителя энергии должен представлять из себя электрическую машину с внешним ротором, так как конфигурация с внешним ротором имеет меньший ток КЗ, меньший объем и как следствие меньшую стоимость. Также к преимуществам данной конструкции можно отнести хороший теплообмен с внешней средой, благодаря чему отпадает необходимость в системе охлаждения [1-2]

- Частоты вращения генератора для применения в системе гравитационного накопителя энергии ограничены скоростями не более 1500 об/мин, при этом частоты менее 300 об/мин могут быть реализованы без применения редуктора и иметь меньшую себестоимость производства [3].

- Проведены расчеты генераторов на разные частоты вращения в зависимости от исполнения – тихоходный (без редуктора) и среднеоборотный, для которых необходим редуктор

- В результате сравнения полученных вариантов выбрана оптимальная конструкция мощностью 2 МВт и удельной мощностью 0,39 кВт/кг с частотой вращения

100 об/мин, как наиболее эффективная и дешевая с точки зрения реализации конструкция.

- Проведён поверочный тепловой и электромагнитный расчет методом конечных элементов в программном комплексе Ansys. Получены зависимости энергетических параметров.

Практическая значимость: результаты исследований могут использоваться при разработке тихоходных генераторов с постоянными магнитами для применения в системе с гравитационным накопителем энергии. Они позволяют существенно снизить массогабаритные показатели системы в целом.

Литература

1. Bobu A., Munteanu A., Livadaru L., Simion, A., Virlan B. Comparative Study of an External Rotor Permanent Magnet Synchronous Generator with Fractional Slot Concentrated Winding and Different Number of Pole Pairs for Wind Energy Applications. 2020 International Conference and Exposition on Electrical And Power Engineering (EPE), 2020, pp. 365-369. doi: 10.1109/epe50722.2020.9305650.

2. Wan Z., Sun B., Wang X., Wen W., Tang Y. Waterway design of an external rotor permanent magnet synchronous generator. Heat Mass Transfer, 2020, № 56, pp. 1249–1261. doi: 10.1007/s00231-019-02762-3

3. Berlov M. A., Karimov R. D., Ahmedyanov I. M., Gorbunov N. A. Practical application of gravitational energy storage devices. In: Scientific collection Modernization of economics systems: looking to the future (MESLF-2022)]. Eds. P. A. Neverov – Prague. Vědecko vydavatelské centrum Sociosféra-CZ, 2022.

Features of designing a low-speed generator for the accumulation of gravitational energy

Karimov R.D.¹, Berlov M.A.², Gorbunov A.S.¹,
Senyushkin N.S.¹, Khakimyanov M.I.², Tereshkin V.M.¹
¹Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russia
²Ufa State Oil Technical University, Ufa, Russia

This report presents an analysis of the results of a study on improving the efficiency of low-speed permanent magnet synchronous generators for use as part of a system with a gravitational energy storage. The features of the operation of gravitational energy storage devices are studied. The shortcomings of pumped-storage power plants in comparison with solid-state storage power plants are considered. Methods for increasing the specific power of synchronous generators are investigated and approaches for their design are generalized. A review of domestic and foreign technical solutions of generators applicable for gravitational energy storage is carried out, based on the analysis, the requirements for the output parameters of the electric generator and its design are determined.

The results of the analysis and research carried out are presented, illustrating that:

- The design of the generator for the gravitational energy storage should be an electric machine with an external rotor, since the configuration with an external rotor has a lower short-circuit current, a smaller volume and, as a result, a lower cost. Also, the advantages of this design include good heat exchange with the external environment, which eliminates the need for a cooling system [1, 2]

- Generator speeds for use in the gravitational energy storage system are limited to speeds of no more than 1500 rpm, while frequencies of less than 300 rpm can be realized without the use of a gearbox and have a lower production cost [3].

- Generators were calculated for different speeds depending on the version - low-speed (without gearbox) and medium-speed, which require a gearbox

- As a result of comparison of the obtained options, the optimal design with a capacity of 2 MW and a specific power of 0.39 kW/kg with a rotation speed of 100 rpm was chosen as the most efficient and cheapest design in terms of implementation.

- A verification thermal and electromagnetic calculation by the finite element method was carried out in the Ansys software package. Dependences of energy parameters are obtained.

Practical significance: the research results can be used in the development of low-speed generators with permanent magnets for use in a system with a gravitational energy storage. They can significantly reduce the weight and size of the system as a whole.

References

1. Bobu A., Munteanu A., Livadaru L., Simion, A., Virlan B. Comparative Study of an External Rotor Permanent Magnet Synchronous Generator with Fractional Slot Concentrated Winding and Different Number of Pole Pairs for Wind Energy Applications. 2020 International Conference and Exposition on Electrical And Power Engineering (EPE), 2020, pp. 365-369. doi: 10.1109/epe50722.2020.9305650.

2. Wan Z., Sun B., Wang X., Wen W., Tang Y. Waterway design of an external rotor permanent magnet synchronous generator. Heat Mass Transfer, 2020, № 56, pp. 1249–1261. doi: 10.1007/s00231-019-02762-3

3. Berlov M. A., Karimov R. D., Ahmedyanov I. M., Gorbunov N. A. Practical application of gravitational energy storage devices. In: Scientific collection Modernization of economics systems: looking to the future (MESLF-2022)]. Eds. P. A. Neverov – Prague. Vědecko vydavatelské centrum Sociosféra-CZ, 2022.

Преимущества использования сменного функционального блока в конструкции самолёта

Шубин В.А.¹, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Потребность в повышении эффективности эксплуатации воздушных судов заставляет перевозчиков выполнять анализ рентабельности в выборе: приобретать транспортный самолёт или использовать пассажирский для выполнения требуемых задач. Несмотря на кажущиеся достоинства, на этапе эксплуатации, всё больше пассажирских самолётов дорабатывают под грузовое применение [1, 2]. Решение проблемы нужно искать в возможности обеспечить судно всем необходимым, в зависимости от его полётного задания, что значительно повышает его конкурентоспособность.

В настоящем докладе будет предложено решение комплекса проблем современного самолётостроения. Предполагается, что проектирование самолёта со сменным функциональным блоком позволит не только повысить эффективность использования воздушного судна, но и даст возможность адаптироваться эксплуатантам к изменяющимся требованиям рынка [3, 4]. Унифицировать и упростить процесс разработки самолётов различного назначения, сократить простои воздушных судов в аэропорту и избавиться от современной тенденции использования простаивающих самолётов в качестве источника запасных частей.

Разработка самолётов приведёт к тому, что наземные службы смогут обеспечивать судно всем необходимым, в зависимости от его полётного задания и эффективнее тратить время, затрачиваемое на выполнение самолётом задания, на подготовку соответствующего функционального блока на земле к следующему вылету. Даже если судно простаивает, функциональный блок может быть использован на другом самолёте.

Также использование сменного функционального блока повысит выживаемость компаний перевозчиков, не обладающих большим бюджетом, так как им не нужно

приобретать услуги по переоборудованию самолёта [5, 6] и закупать большой парк самолётов. Один самолёт и блоки различного назначения позволят лучше подстраиваться под потребителя.

Данная работа позволит проанализировать, как данное решение унифицирует линейку самолётов различного назначения путём замены соответствующего функционального модуля для типовой конструкции, что положительно скажется на технологичности производства и ремонтпригодности судов. Функциональный блок разрабатывается для самых разнообразных задач [7]: пассажирский вариант, грузовой, специального назначения и т.д.

Литература

1. Бекиров, Р. Б. Особенности проектирования грузового самолёта с увеличенной дальностью полёта / Р. Б. Бекиров // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 22-23. – EDN KRFIZL.

2. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619342 Российская Федерация. Сервис весовой модели ЛА (Astra) : № 2023618191 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN XJPNUJ.

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. – EDN ZGQVGN.

4. Моренко, Р. В. Подход к формированию облика регионального самолёта в условиях нескольких критериев эффективности / Р. В. Моренко // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 37-39. – EDN XOCFFN.

5. Киселев, М. А. Функциональные системы воздушных судов : Учебник / М. А. Киселев, Ю. В. Петров. – Москва : ИД Академиздат, 2021. – 304 с. – EDN JBEYFZ.

6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619591 Российская Федерация. Клиент сервиса весовой модели ЛА (Astra) : № 2023618188 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 12.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN FFKOAT.

7. Дейкина, А. А. Влияние системы коллективного спасения на формирование технического облика самолёта / А. А. Дейкина // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 28-29. – EDN ILDHSK.

Replaceable functional module airplane construction application advantages

Shubin V.A.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report aims to suggest the modern aircraft engineering set of problems. Aircraft design including replaceable functional module application is considered to not only increase airplane running efficiency but let companies to adapt to changeable business demands [1, 2] as well. Also it allows them as well to unify and to simplify the different purpose aircraft design process as to reduce airport aircraft downtime and to get rid of the terrible modern tendency to use downtime airplanes as a source of repair parts, which significantly increases its competitiveness.

The development of aircraft will lead to the situation that ground services will be able to provide the ship with everything necessary, depending on its flight task. It will more efficient to spend the time spent of the ship's task on preparing the appropriate functional unit on the ground for the next flight or task. Even if it is the plane's downtime, its functional unit can be used with another aircraft.

Moreover, the use of a replaceable functional unit will increase the survival of carrier companies [3] especially those one do not have a large budget, since they do not need to purchase aircraft conversion services [4] and purchase a large fleet of aircraft. One aircraft and a couple of functional blocks for various purposes allows you to better adapt to the consumer's demands.

This paper will let us analyze how good this solution unifies the design and utilization of range of aircraft for various purposes by replacing the corresponding functional module with a standard body, which will have a positive impact on the manufacturing and maintaining of airplanes. The functional unit is designed for a wide variety of tasks [5]: passenger version, cargo, with specialized equipment, etc.

References:

1. Technologies of integrated logistics support in the processes of the life cycle of aviation equipment: Scientific publication in the author's edition / E. V. Sudov, A. N. Petrov, A. V. Petrov [and others]; Moscow Aviation Institute (National Research University), Department No. 101 "Design and Certification of Aviation Equipment". – Moscow: Limited Liability Company "Editus", 2018. – 174 c. – ISBN 978-5-00058-821-5. – EDN YYAKTZ

2. Certificate of state registration of a computer program No. 2023619342 Russian Federation. Service weight model of LA (Astra): No. 2023618191: appl. 27.04.2023: publ. 10.05.2023 / S. A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute." – EDN XJPNUJ.

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

4. Kiselev, M. A. Functional aircraft systems: Textbook / M. A. Kiselev, J. V. Petrov. – Moscow : Published by Академиздат, 2021. – 304 p. – EDN JBEYFZ.

5. Serebryansky, S. A. On the issue of optimizing the stages of the product life cycle / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Large-scale systems development management (MLSD'2019): Proceedings of the twelfth international conference, Moscow, October 01–03, 2019 / Under the general editorship of S.N. Vasilyeva, A.D. Tsvirkun. – Moscow: International Research Institute for Control Problems of the Russian Academy of Sciences, 2019. – P. 770-776. – DOI 10.25728/mlsd.2019.2.0770. – EDN DNJTDT

Исследование высоковольтного преобразователя напряжения для питания электрофильтров

Рогинская Л.Э.¹, Ялалова З.И.¹, Горбунов А.С.¹, Каримов Р.Д.¹, Терешкин В.М.¹,
Сенюшкин Н.С.¹

¹ УУНиТ, г. Уфа, Россия

² Уфимский трансформаторный завод, г. Уфа, Россия

Доклад посвящен исследованию источника питания систем очистки воздуха с использованием электрофильтров (ЭФ) [1, 2]. В настоящем докладе представлены результаты моделирования и анализа работы агрегата питания «АПТД-1000» для питания ЭФ. Рассмотрены электромагнитные процессы, схемные решения источников питания ЭФ, состоящих из высоковольтного трансформатора, выпрямителя и др. элементов [3]. Рассмотрены особенности работы тиристоров входного регулятора источника питания, предназначенного для изменения выходных параметров источника.

Приведены номинальные электромагнитные и конструктивные параметры элементов источника питания ЭФ на примере агрегата питания «АПТД-1000». Представлены математические выражения, описывающие электромагнитные процессы в исследуемом ЭФ. Выполнено компьютерное моделирование (в среде Matlab) системы, включающей источник питания с ЭФ, с учетом параметров элементов этого источника, в том числе при управлении показателями работы ЭФ при помощи тиристорного регулятора. Получены характеристики выходных параметров источника питания для различных углов управления тиристорного регулятора и при различном числе витков высоковольтного трансформатора.

По итогам проведенного моделирования были получены следующие результаты:

- Путем моделирования источника питания ЭФ с учетом параметров его элементов, ВАХ и емкости разрядного промежутка ЭФ, были получены характеристики работы ЭФ при различных углах управления входного тиристорного регулятора (90° , 45°), обеспечивающих изменение потребляемого тока из сети от 241 до 366 А и выходного напряжения от 47,4 до 64,7 кВ.

- Определены значения углов управления (например, 40° при $w_1 = 100\%$, 58° при $w_1 = 70\%$), при которых возникает «полуволновой эффект» с учетом коэффициента трансформации высоковольтного трансформатора.

Полученные результаты моделирования в виде значений выходного напряжения агрегата соответствуют номинальным параметрам агрегатов «АПТД-1000» для питания ЭФ.

Литература

1. Серебряков А.С., Осокин В.Л. Полупроводниковые источники питания аппаратов электронно-ионной технологии: монография. Княгинино: НГИЭУ, 2015. 216 с.

2. Chen B. [et al.] Study on performance of electrostatic precipitator under multi-physics coupling. Environmental Science and Pollution Research. № 26. 2019. pp. 35023–35033.

3. Vukosavić S.N. [et al.] Multi resonant topology of ESP power: simulations and experimental results. Proceedings of 17th International Symposium on Power Electronics – Ee 2013. pp. 1–5.

Investigation of the high-voltage converter for powering electrostatic precipitators

Roginskaya L.E.¹, Yalalova Z.I.², Gorbunov A.S.¹, Karimov R.D.¹, Tereshkin V.M.¹,
Senyushkin N.S.¹

¹ Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russia

² Ufa transformer plant, Ufa, Russia

The report is devoted to the study of the power source of air purification systems using electrostatic precipitators (ESP) [1, 2]. This report presents the results of modeling and analysis of the operation of the «APTD-1000» power unit for powering the ESP. The electromagnetic processes, circuit solutions of power supplies of the ESP, consisting of a high-voltage transformer, a rectifier, and other elements are considered [3]. The features of the operation of thyristors of the input regulator of the power source, designed to change the output parameters of the source, are considered. The nominal electromagnetic and design parameters of the elements of the ESP power source are given on the example of the power unit «APTD-1000». Mathematical expressions are presented that describe electromagnetic processes in the investigated ESP. A computer simulation (in the Matlab software) of a system including a power supply with an ESP was performed, taking into account the parameters of the elements of this source, including when controlling the performance of the ESP using a thyristor controller. The characteristics of the output parameters of the power

supply for different firing angles of the thyristor regulator and for a different number of turns of the high-voltage transformer are obtained.

According to the results of the simulation, the following results were obtained:

- By modeling the power supply of the ESP, taking into account the parameters of its elements, the volt-ampere characteristics and the capacitance of the discharge gap of the ESP, the characteristics of the ESP operation were obtained at various firing angles of the input thyristor regulator (90°, 45°), providing a change in the current consumed from the network from 241 to 366 A and output voltage from 47.4 to 64.7 kV.

- Values of firing angles are determined (for example, 40° at $w_1 = 100\%$, 58° at $w_1 = 70\%$), at which a «half-wave effect» occurs, taking into account the transformation ratio of a high-voltage transformer.

The obtained simulation results in the form of unit output voltage values correspond to the nominal parameters of the «APTD-1000» units for powering the ESP.

References

1. Serebryakov A.S., Osokin V.L. Semiconductor power supplies for devices of electron-ion technology: monograph. Knyaginino: NGIEU, 2015. 216 p.

2. Chen B. [et al.] Study on performance of electrostatic precipitator under multi-physics coupling. Environmental Science and Pollution Research. № 26. 2019. pp. 35023–35033

3. Vukosavić S.N. [et al.] Multi resonant topology of ESP power: simulations and experimental results. Proceedings of 17th International Symposium on Power Electronics – Ee 2013. pp. 1–5.

Влияние компоновки топливной системы на эксплуатационную технологичность воздушного судна

Стрелец Д.Ю.¹, Хуан Ч.¹, Тихтей Ю.Н.¹, Кременчуцкий В.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Эксплуатационная технологичность определяется рядом факторов, которые учитываются при создании конкурентоспособного летательного аппарата в зависимости от его назначения и условий эксплуатации [1]. Они объединяются во взаимосвязанные группы: проектные, конструктивно-производственные и эксплуатационные факторы.

Проблема обеспечения технологичности является составной частью общей проблемы обеспечения надежности авиационной техники [2, 3]. Уровень технологичности топливной системы (ТС) определяется совершенством её конструкции, а также рядом других факторов, к которым относятся компоновочные решения.

Масса топлива, агрегатов и узлов ТС составляют от 30 до 40% от взлётного веса ЛА, и оказывает значительное влияние на массово-инерционные характеристики различных конфигураций самолёта [4, 5]. При этом, доступность, контролепригодность, легкоосъемность, взаимозаменяемость, преемственность средств наземного обслуживания и контрольно-измерительной аппаратуры, унификация агрегатов ТС, на этапе эксплуатации, определяют время затрачиваемое на проведение технического осмотра и выполнение ремонта (ТО и Р), влияют на интенсивность (эффективность) использования воздушного судна и поддержание его лётной годности.

Своевременное выполнение работ по ТО и Р направленно на восстановление исправного или работоспособного состояния ТС, что обеспечивает требуемый уровень надёжности её функционирования.

Эксплуатационная технологичность является комплексным свойством конструкции. Оно формируется при создании ЛА при влиянии ряда эксплуатационных

факторов, которые определяют компоновочные и конструктивно-производственные решения и имеют первостепенное значение.

Доступность агрегатов ТС является одним из важнейших компоновочных свойств, которое способствует сокращению времени для проведения ТО и Р, при определении места отказа или повреждения. Вопрос доступности заключается в удобстве работы исполнителя при выполнении плановых работ с минимальными затратами ресурсов (дополнительные работы) [6, 7].

Расширение функциональных свойств ЛА приводит к усложнению конструкции ТС, увеличению количества функциональных устройств. Это обстоятельство свидетельствует о важности и актуальности компоновки агрегатов и узлов ТС для обеспечения хорошей доступности.

Компоновка элементов ТС обеспечивает их контролепригодность. Это важное свойство составных устройств исследуемой системы для объективного контроля её параметров различными средствами и методами. Проблемы контролепригодности агрегатов ТС определяются требованиями обеспечения их надёжной работы [8].

Доступность и контролепригодность агрегатов ТС оказывают весомое влияние на внедрение в практику более эффективных методов выполнения ТО и Р, один из них, метод технического обслуживания и замены составных частей ТС по фактическому техническому состоянию.

В данной работе анализируются общие технические требования по обеспечению технологичности ТС при выполнении типовых работ по ТО и Р. Они позволяют провести качественный анализ эксплуатационной технологичности исследуемой системы и наметить пути ее совершенствования. Анализ проводится путем сопоставления требований к технологичности, исследуемого изделий АТ, с реальными свойствами объекта.

Литература

1. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.] Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники. Москва, МАИ, 2020, 448 с. ISBN 978-5-4316-0694-6

2. Подход к оценке надёжности самолётных систем с использованием метода анализа логических схем / С. А. Серебрянский, Хуан Чжэн, Ю. Н. Тихтей, В. В. Кременчуцкий // Научно-технический вестник Поволжья. – 2022. – № 8. – С. 28-31. – EDN YBPPHP.

3. Оценка надёжности магистрали подачи топлива при помощи метода анализа дерева неисправности / Д. Ю. Стрелец, Ч. Хуан, Ю. Н. Тихтей, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 96-98. – EDN MFPBJS.

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023660209 Российская Федерация. Клиент расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА (Astra) : № 2023618240 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 18.05.2023 / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец, Ю. Н. Тихтей ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN TAWMHD.

5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619341 Российская Федерация. Сервис синтеза и анализа программ заправки выработки топлива (Astra) : № 2023618192 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN EGJUKZ.

6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619953 Российская Федерация. Модуль межсистемного взаимодействия (Astra) : № 2023618245 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 17.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт»». – EDN LSNLWG.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619955 Российская Федерация. Панель управления администратор (Astra) : № 2023618251 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 17.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт»». – EDN FRJZDS.

8. Смирнов, Н. Н. Основы поддержания летной годности воздушных судов : учебное пособие / Н. Н. Смирнов, Ю. М. Чинючин; Федеральное агентство воздушного трансп., Федеральное гос. бюджетное образовательное учреждение высш. проф. образования "Московский гос. технический ун-т гражданской авиации"(МГТУ ГА), Каф. технической эксплуатации летательных аппаратов и авиационных двигателей. – Москва : МГТУ ГА, 2012. – 100 с. – ISBN 978-5-86311-827-7. – EDN QNYGIH.

Influence of fuel system layout on aircraft maintenance performance

Strelets D.Y.¹, Huang Z.¹, Tikhtey Y.N.¹, Kremenchutsky V.V.¹

¹МАИ, Moscow, Russian Federation

Aircraft maintenance performance is determined by a number of factors that are considered when creating a competitive aircraft depending on its purpose and operating conditions [1]. They are combined into interrelated groups: design, design and production, and operational factors.

The problem of maintenance performance is an integral part of the general problem of ensuring the reliability of aviation equipment [2, 3]. The level of manufacturability of the fuel system (FS) is determined by the perfection of its design, as well as by a number of other factors, including layout solutions.

The weight of fuel, units and assemblies of the transportation system (TS) is from 30 to 40% of the takeoff weight of the aircraft, and has a significant impact on the mass-inertia characteristics of various aircraft configurations [4, 5]. At the same time, accessibility, testability, removability, interchangeability, continuity of ground support and instrumentation, unification of TS units, at the stage of operation, determine the time spent on technical maintenance repair and overhaul (MRO), affect the intensity (efficiency) of aircraft use and maintenance of its airworthiness.

Timely performance of MRO works is aimed at restoration of serviceable or operable condition of the TS, which ensures the required level of reliability of its operation.

Maintenance performance is a complex design property. It is formed in the course of aircraft development under the influence of a number of operational factors that determine layout and design and production solutions and are of paramount importance.

The accessibility of TS units is one of the most important layout properties, which contributes to reducing the time for MRO, when determining the location of failure or damage. The issue of accessibility is the convenience of the performer's work when executing scheduled works with minimum resource consumption (additional works) [6, 7].

Expansion of functional properties of aircraft leads to the complication of TC design, increasing the number of functional devices. This fact testifies to the importance and relevance of TC units and assembly's layout to ensure good accessibility.

The arrangement of TS elements provides their controllability. This is an important property of the constituent devices of the system under study for objective control of its parameters by various means and methods. The problems of testability of TC units are determined by the requirements for ensuring their reliable operation [8].

Availability and testability of TS units have a significant impact on the introduction of more effective methods of MRO, one of them is the method of maintenance and overhaul replacement of TS components according to actual technical condition.

This paper analyzes the general technical requirements for ensuring the maintenance performance of TS when performing typical works on MRO. They allow us to conduct a qualitative analysis of the operational manufacturability of the system under study and outline ways to improve it. The analysis is carried out by comparing the requirements for maintenance performance of the investigated AT products with the real properties of the object.

References

1. Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Y. [et al.] Digital Technologies in the Life Cycle of Russian Competitive Aviation Equipment. Moscow, MAI, 2020, 448 p. ISBN 978-5-4316-0694-6

2. Approach to the reliability assessment of aircraft systems using the method of logic circuit analysis / S. A. Serebryansky, Huang Zheng, Y. N. Tikhtey, V. V. Kremenchutsky // Scientific and Technical Bulletin of the Volga Region. - 2022. - № 8. - C. 28-31. - EDN YBPPHP.

3. Evaluation of fuel supply line reliability using the fault tree analysis method / D. Yu. Strelets, C. Huang, Y. N. Tikhtey, S. A. Serebryansky // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 - 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - C. 96-98. - EDN MFPBJS.

4. Certificate of state registration of computer program No. 2023660209 Russian Federation. Client for calculation of MIH and CD of empty loaded aircraft (Astra): No. 2023618240: applied. 27.04.2023: published on 18.05.2023 / S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets, Yu. N. Tikhtey; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN TAWMHD.

5. Certificate of state registration of computer program No. 2023619341 Russian Federation. Service of synthesis and analysis of fueling programs (Astra): № 2023618192: applied. 27.04.2023: published on 10.05.2023 / S. A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN EGJUKZ.

6. Certificate of state registration of computer program No. 2023619953 Russian Federation. Module of intersystem interaction (Astra): № 2023618245: applied. 27.04.2023: published on 17.05.2023 / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN LSNLWG.

7. Certificate of state registration of computer program No. 2023619955 Russian Federation. Control panel administrator (Astra): № 2023618251: applied. 27.04.2023: published on 17.05.2023 / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN FRJZDS.

8. Smirnov, N. N. Fundamentals of maintaining airworthiness of aircraft: textbook / N. N. Smirnov, Y. M. Chinyuchin; Federal Air Transport Agency, Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Professional Education "Moscow State Technical University of Civil Aviation" (MSTU GA), Department of Technical Operation of Aircraft and Aircraft Engines. - Moscow: MSTU GA, 2012. - 100 c. - ISBN 978-5-86311-827-7. - EDN QNYGIH.

К вопросу целесообразности применения трёхконтурного двигателя изменяемого цикла для перспективного сверхзвукового делового самолёта

Чернецкий С. В. ¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен результат аналитическо-расчётного исследования, полученного на основе изучения методики оптимизации параметров силовой установки (СУ) сверхзвукового пассажирского самолёта (СПС).

Анализ рынка сверхзвуковых пассажироперевозок показал, что спрос на сверхзвуковой деловой самолёт (СДС) для полётов частных лиц в обозримом будущем может быть выше, чем спрос на регулярные полеты со сверхзвуковыми скоростями, которые слишком дорогие для обычных пассажиров [1].

В рамках данного исследования проведен анализ применяемых технологий и требований к современным ГТД на основе чего были выявлены следующие требования к СДС второго поколения:

- высокая топливная эффективность;
- низкий уровень воздействия звукового удара;
- низкий уровень звукового воздействия от двигателей на этапе взлёта и посадки.

Были проведены численные исследования газодинамических параметров модели двигателя СДС. Рассматривались различные схемы двигателя и, в частности, изменяемого цикла (ДИЦ) и его разновидности - трёхконтурного двигателя изменяемого цикла (ТДИЦ).

В качестве прототипа был использован самолёт со следующими характеристиками:

- целевая нагрузка 8-10 пассажиров;
- масса взлётная 45 тон (минимально возможная для СДС);
- аэродинамическое качество Concorde на различных этапах полёта;
- аэродинамическая схема «безхвостка»;
- двухдвигательная компоновка;
- скорость крейсерская дозвуковая 0,95, сверхзвуковая 1,6 Маха;
- высота крейсерская дозвуковая Н=11 и крейсерская сверхзвуковая Н=16 км;
- дальность максимальная 5000 км.

К прототипу предъявляются следующие требования (с соблюдением всех экологических норм):

- взлёт, уход на второй круг или запасной аэродром на одном двигателе;
- крейсерский дозвуковой полёт на одном двигателе, согласно ETOPS в течении минимум 60 минут [2];
- посадка на одном двигателе с ограничением скорости реактивной струи в 250 м/с.

Схема ТДИЦ допускают переход с режимов работы по схеме ТРДД на режимы работы ТРД. Однако при освоенном уровне технологий сложно обеспечить запасы газодинамической устойчивости, что неприемлемо для пассажирского самолёта, где безопасность и сохранение жизни зависит от надёжности всей совокупности систем, а не только от системы спасения экипажа, подобно боевым ЛА. Изначально технология ТДИЦ предназначалась для для боевого самолёта, спектр режимов и полётных задач которого гораздо шире, чем у СДС [3].

Самым эффективным методом снижения шума ТРД является активный способ – уменьшение скорости реактивной струи [4]. В таком случае для сохранения уровня тяги необходимо увеличить массовый расход рабочего тела, однако при сохранении площади сопла это ведёт к увеличению скорости струи. Данное техническое

противоречие возможно решить путём увеличения площади сопла и массового расхода воздуха. В то время, как ТДИЦ способен увеличить только массовый расход воздуха.

Основываясь на других исследованиях, был сделан вывод, что при сверхзвуковом полёте третий контур позволяет экономить до 3 % топлива [5], что на данном этапе освоения сверхзвуковых пассажироперевозках не столь актуально, а при дозвуковом режиме от применения ТДИЦ полезный эффект для СДС минимальный.

В результате сравнительно-расчётного анализа параметров различных вариантов СУ было установлено, что предпочтительной является схема, в которой сочетается наибольшая топливная эффективность при сверхзвуковом крейсерском полёте и низкая скорость реактивной струи на режимах взлёта и посадки. Целесообразность применения ТДИЦ на СДС отрицательная. Для реализации этих выводов, для СДС целесообразно применение ТРДДсм со средней (1,5...2) степенью двухконтурности.

Литература

1. М.Б. Слинко, А.С. Полев, Т.Ф. Имаев, В.Е. Шлякотин, А.Л. Светлаков, В.А. Степанов, В.А. Виноградов, В.Н. Строкин, А.К. Миронов, Разработка и экспериментальные исследования прорывных конструктивно-технологических решений для создания двигателя легкого СДС, ФГУП «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва, 2015.

2. Приказ №94 от 21.04.2000г. об утверждении "Правил выполнения полётов увеличенной дальности воздушными судами с двумя газотурбинными двигателями" (ЕТОПС).

3. Ю.Н. Нечаев, Р.М. Фёдоров, В.Н. Котовский, А.С. Полев Теория авиационных двигателей Часть 2, Издание ВВИА им. проф. Жуковского, С.420-422, 2007 год.

4. С.Ю. Крашенинников, Л.А. Бендерский, Исследование шумообразования в турбулентной струе на основе численных расчетов с использованием les технологии, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва 2015.

5. Шмотин Ю.Н., Кикоть Н.В., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С. Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолета с независимо управляемым 3-м контуромпао, «НПО «Сатурн»», г. Рыбинск.

On the feasibility of using a three-circuit variable-cycle engine for a promising supersonic business jet

Chernetskij S.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report presents the result of an analytical and computational research obtained on the basis of studying the methodology for optimizing the parameters of the power plant of a supersonic passenger aircraft (SPA).

An analysis of the supersonic passenger transportation market has shown that the demand for a supersonic business jet (SSBJ) for private flights in the foreseeable future may be higher than the demand for regular flights at supersonic speeds, which are too expensive for ordinary passengers [1].

As part of this research, an analysis of the technologies used and the requirements for modern gas turbine engines was carried out, on the basis of which the following requirements for the second-generation SPA were identified:

- high fuel efficiency;
- low level of sonic boom impact;
- low level of sound impact from engines during takeoff and landing.

Numerical studies of the gas-dynamic parameters of the SSBJ's engine model were carried out. Various engine schemes were considered and, in particular, a variable cycle engine (VCE) and its variety - a three-circuit variable cycle engine (TCVCE).

An aircraft with the following characteristics was used as a prototype:

- payload of 8-10 passengers;
- take-off weight 45 tons (minimum possible for SSBJ);
- aerodynamic quality of Concorde at various stages of flight;
- tailless aerodynamic design;
- twin-engine layout;
- cruising speed subsonic 0.95 and supersonic Mach 1.6;
- subsonic cruising altitude H=11 and supersonic cruising altitude H=16 km;
- maximum range 5000 km.

The following requirements are imposed on the prototype (in compliance with all environmental standards):

- takeoff, go-around or alternate airfield with single engine;
- cruising subsonic flight with single engine, according to ETOPS for at least 60 minutes [2];
- landing with single engine in a jet stream speed limit of 250 m/s.

The scheme TCVCE allows the transition from the operation modes according to the turbofan engine scheme to the operation modes of the turbofan engine. However, with the mastered level of technology, it is difficult to provide reserves of gas-dynamic stability, which is unacceptable for a passenger aircraft, where safety and life preservation depend on the reliability of the entire set of systems, and not only on the crew rescue system, like combat aircraft. Initially, the TCVCE technology was intended for a combat aircraft, the range of modes and flight tasks of which is much wider than that of the SSBJ [3].

The most effective method of reducing the noise of a turbojet engine is an active method - reducing the speed of the jet stream [4]. In this case, in order to maintain the thrust level, it is necessary to increase the mass flow rate of the working fluid, however, while maintaining the nozzle area, this leads to an increase in the jet stream speed. This technical contradiction can be solved by increasing the area of the nozzle and the mass air flow. While TCVCE is able to increase only the mass air flow.

Based on other researches, it was concluded that during supersonic flight, the third circuit allows saving up to 3% of fuel [5], which is not so important at this stage of the development of supersonic passenger transportation, and in subsonic mode from the use of TCVCE, the beneficial effect for SSBJ is minimal.

As a result of a comparative computational analysis of the parameters of various propulsions options, it was found that the preferred scheme is the one that combines the highest fuel efficiency during supersonic cruising flight and low jet stream during takeoff and landing. The feasibility of using TCVCE on SSBJ is negative. To implement these conclusions, it is expedient for SSBJ to use turbofan engines with mixing chamber and average (1.5 ... 2) degree of bypass.

References

1. M.B. Slinko, A.S. Polev, T.F. Imaev, V.E. Shlyakotin, A.L. Svetlakov, V.A. Stepanov, V.A. Vinogradov, V.N. Strokin, A.K. Mironov, Development and experimental research of breakthrough design and technological solutions for the creation of a light SDS engine, CIAM named after P.I. Baranova", Moscow, 2015.
2. Order No. 94 from April 21, 2000 on the approval of the Rules for the Operation of Extended Range Flights by Aircraft with Two Gas Turbine Engines (ETOPS).
3. Yu.N. Nechaev, R.M. Fedorov, V.N. Kotovsky, A.S. Polev Theory of Aircraft Engines Part 2, Edition of VVIA im. prof. Zhukovsky, S.420-422, 2007.
4. S.Yu. Krasheninnikov, L.A. Bendersky, Investigation of noise generation in a turbulent jet based on numerical calculations using les technology, Federal State Unitary Enterprise "CIAM im. P.I. Baranova", Moscow 2015.
5. Shmotin Yu.N., Kikot N.V., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Fedechkin K.S. Investigation of the thermodynamic efficiency of the power plant of a multi-mode aircraft with an independently controlled 3rd circuit, NPO Saturn, Rybinsk.

Результаты применения супергидрофобных покрытий и покрытий SLIPS на авиационных конструкциях в искусственных условиях обледенения

Жигулин И.Е.¹, Емельяненко К.А.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² ИФХЭ РАН, г. Москва, Россия

В докладе представлен обзор условий обледенения с целью защиты от которых разрабатываются новые функциональные покрытия, 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. В работе также будет представлен обзор активно применяющихся способов противообледенительной защиты самолетов, преимуществ и недостатков их применения и имеющихся ограничений.

Для эксперимента были выбраны контрольный алюминиевый образец и образцы с супергидрофобным покрытием и покрытием SLIPS, разрабатываемые в ИФХЭ РАН и планируемые к применению на поверхности крыла. Выбранные супергидрофобные покрытия наносимые на алюминиевые пластины методом лазерного текстурирования с последующей хемосорбцией гидрофобного агента фтороксисилана обладают высокими супергидрофобными свойствами, заключающимися в сохранении больших углов смачивания и малых углов скатывания при контакте с водой, а также проявляющие противообледенительные свойства, выражающиеся в способности предотвращать обледенение или удалять льдообразования под действием набегающего потока на несущих поверхностях самолёта [1]. Скользкие пористые покрытия SLIPS, образованные путем нанесения вакуумного масла Krytox на упомянутое супергидрофобное покрытие [2] характеризуются высокими гидрофобными, олеофобными и льдофобными свойствами, капля жидкости скользит на поверхности такого покрытия, а не скатывается в отличие от супергидрофобных покрытий [3].

В презентации будет продемонстрировано поведение таких покрытий в условиях искусственного обледенения, выделены преимущества и текущие недостатки применения двух видов покрытий.

Литература

1. Boinovich L.B., Emelyanenko A.M., Emelyanenko K.A., Modin E.B. (2019) Modus operandi of protective and anti-icing mechanisms underlying the design of longstanding outdoor icephobic coating, ACS Nano, 13. 4335-4346. DOI: 10.1021/acsnano.8b09549.

2. Ludmila B. Boinovich [†], Elizaveta V. Chulkova, Kirill A. Emelyanenko, Alexander G. Domantovsky, Alexandre M. Emelyanenko (2022) The mechanisms of anti-icing properties degradation for slippery liquid-infused porous surfaces under shear stresses. JCIS, 609 (2022) 260–268. DOI: 10.1016/j.jcis.2021.11.169

3. Ludmila B. Boinovich, Kirill A. Emelyanenko, Alexandre M. Emelyanenko (2021) Superhydrophobic versus SLIPS: Temperature dependence and the stability of ice adhesion strength. JCIS, 606 (2022) 556–566. DOI: 10.1016/j.jcis.2021.08.030.

Superhydrophobic coating and SLIPS implementation results on the airframe surfaces in artificial ice conditions

Zhigulin I.E.¹, Emelyanenko K.A.²

¹ MAI, Moscow, Russia

² IPCE RAS, Moscow, Russia

The report provides an overview of the icing conditions against which new functional coatings are being developed that are intended to be used as part of instead of aircraft anti-

icing systems to improve performance and protect the aircraft from hazardous situations in flight associated with icing. The paper will also provide a review of the actively used methods of anti-icing protection of the aircrafts, the advantages and disadvantages of their use, and their limitations.

For the experiment, we selected a reference aluminum sample and samples with a superhydrophobic coating and a SLIPS coating, developed at the Institute of Physical Chemistry of the Russian Academy of Sciences and planned for use on the wing surface. Selected superhydrophobic coatings are applied to aluminum plates by laser texturing followed by chemisorption of the hydrophobic agent fluoro silane has excellent superhydrophobic properties, which consist in maintaining high contact angles and low rolling angles when in contact with water droplets, as well as exhibiting anti-icing properties, expressed in the ability to prevent icing or removing ice formation under the action of the oncoming flow on the aerodynamic surfaces of the aircraft [1]. Slippery porous SLIPS coatings are formed by applying Krytox vacuum oil to the above-mentioned superhydrophobic coating [2] is characterized by high hydrophobic, oleophobic and ice-phobic properties, a drop of liquid slides on the surface of such a coating, and does not roll, unlike superhydrophobic coatings [3].

The behavior of such coatings under conditions of artificial icing will be demonstrated in the presentation, and the advantages and current disadvantages of using two types of coatings will be highlighted.

References

1. Boinovich L.B., Emelyanenko A.M., Emelyanenko K.A., Modin E.B. (2019) Modus operandi of protective and anti-icing mechanisms underlying the design of longstanding outdoor icephobic coating, *ACS Nano*, 13. 4335-4346. DOI: 10.1021/acsnano.8b09549.
2. Ludmila B. Boinovich †, Elizaveta V. Chulkova, Kirill A. Emelyanenko, Alexander G. Domantovsky, Alexandre M. Emelyanenko (2022) The mechanisms of anti-icing properties degradation for slippery liquid-infused porous surfaces under shear stresses. *JCIS*, 609 (2022) 260–268. DOI: 10.1016/j.jcis.2021.11.169
3. Ludmila B. Boinovich, Kirill A. Emelyanenko, Alexandre M. Emelyanenko (2021) Superhydrophobic versus SLIPS: Temperature dependence and the stability of ice adhesion strength. *JCIS*, 606 (2022) 556–566. DOI: 10.1016/j.jcis.2021.08.030.

КОНСТРУКЦИЯ. ПРОЧНОСТЬ. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ

STRUCTURAL STRENGTH. NEW MATERIALS

Управление параметрами размерно-весового проекта при оптимальном проектировании конструктивно-анизотропных панелей летательных аппаратов из композиционных материалов с ограничениями

по уточнённой теории устойчивости

Гавва Л. М.¹, Корольский В.В.¹, Турбин Н.В.¹

¹МАИ, Москва

Целью исследования является управление геометрическими параметрами размерно-весового проекта в рамках разработанного подхода к оптимальному проектированию конструктивно-анизотропных панелей несущих поверхностей летательных аппаратов (ЛА) из композиционных материалов с ограничениями в соответствии с уточненной теорией потери устойчивости.

В публикациях [1, 2] сформулировано аналитическое решение задачи оптимального проектирования. Рассматривается задача определения геометрических параметров эксцентрично подкреплённых плоских прямоугольных композитных панелей ЛА минимальной массы. Толщины слоёв и геометрические размеры элементов панели являются неизвестными переменными. Условие равноустойчивости составляет базис оптимального проекта. Общая изгибная и многоволновая крутильная формы потери устойчивости должны иметь одинаковую вероятность проявления, в то время как запас по устойчивости полагается близким к единице. Задача оптимального проектирования сводится к исследованию целевой весовой функции как функции нескольких переменных на условный экстремум в строгой математической постановке с использованием аналитических методов в сочетании с численными методами.

Представлены соотношения новой математической модели для исследования потери устойчивости конструктивно-анизотропных композитных панелей. Научной новизной является дальнейшее развитие теории тонкостенных упругих стержней, связанное с проблемой контакта обшивки и стрингера с учётом деформации сдвига стрингера при закручивании.

Рассматриваются задачи потери устойчивости плоской прямоугольной многослойной панели из композиционных материалов с эксцентричным набором продольных и поперечных ребер жесткости. Также обсуждается потеря устойчивости плоской прямоугольной обшивки, являющейся анизотропной из-за несимметричной структуры многослойного пакета по толщине. Панели находятся под действием распределенной постоянной сжимающей нагрузки, приложенной к кромкам в плоскости обшивки в продольном направлении. Предполагается, что краевые условия на контуре соответствуют частному случаю граничных условий для плоской задачи и задачи изгиба.

Проблема потери устойчивости панелей сводится к решению краевых задач для дифференциального уравнения в частных производных восьмого порядка в прямоугольной области, так как изгиб не отделяется от плоского напряженного состояния. В качестве расчетной модели предлагается схематизация панели как конструктивно-анизотропной, когда определяются критические силы общей изгибной формы потери устойчивости. Для исследования многоволнового крутильного выпучивания панели необходимо использовать аппарат обобщенных функций с целью дискретного ввода жесткостей стрингеров. Решение дифференциального уравнения деформированной поверхности восьмого порядка в замкнутом виде построено в тригонометрических рядах.

Разработан пакет прикладных MATLAB-программ и реализован процесс оптимального проектирования конструктивно-анизотропных панелей из композиционных материалов, находящихся в условиях механического воздействия, приводящего к потере устойчивости. Представлены результаты численной реализации оптимального размерно-веса проекта для плоских прямоугольных панелей из углепластика с несимметричными структурами многослойных пакетов по толщине методом нелинейного программирования – методом градиентного спуска.

Демонстрируется MATLAB-программа, которая выступает в качестве составной части комплекса программных сервисов для разработки, апробации и использования новых методов в области оптимального весового проектирования и контроля массы летательных аппаратов. Программа предназначена для оптимального проектирования конструктивно-анизотропных обшивок несущих поверхностей летательных аппаратов из композиционных материалов с ограничениями по устойчивости на основе уточнённой теории. Программа выполняет контроль рассчитанных оптимальных геометрических параметров на заданные ограничения.

Входными данными являются: внешняя погонная сжимающая нагрузка, приложенная к торцевым кромкам панели в продольном направлении, геометрические размеры панели в плане, число слоёв в пакете, углы укладки слоёв в пакете, начальные приближённые значения толщин слоёв пакета, механические характеристики слоёв (модули упругости в продольном направлении, модули упругости в поперечном направлении, модули сдвига, коэффициенты Пуассона), плотность материала панели.

Программа позволяет с высоким быстродействием рассчитывать оптимальные толщины слоёв в пакете, оптимальное значение целевой весовой функции, величину критического усилия общей изгибной формы потери устойчивости панели на основе уточнённой теории как ограничения при проектировании, параметры волнообразования общей изгибной формы потери устойчивости панели на основе уточнённой теории.

Результаты оптимального проектирования с ограничениями, построенными в рамках уточнённой теории, открывают возможности для снижения и оптимизации весовых характеристик элементов планера самолета.

Литература

1. Корольский В.В., Турбин Н.В., Гавва Л.М. Реализация оптимального размерно-веса проекта с ограничениями по уточнённой теории устойчивости для конструктивно-анизотропных панелей летательных аппаратов из композиционных материалов // в сборнике «21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 2022 г.». Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2022. – С. 43.

2. Гавва Л.М., Митрофанов О.В. Метод оптимального проектирования конструктивно-анизотропных панелей летательных аппаратов из композиционных материалов с ограничениями по уточнённой теории потери устойчивости // в сборнике «1-я Международная научно-техническая конференция «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения». 29 августа – 3 сентября 2022 года, ОУЦ «Алушта» МАИ, 4-9 сентября, Федеральная территория Сириус». Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2022. – С. 44-46. <https://hstd-conference.ru/publication-rinc>

Control of a size-weight project parameters for optimal design of structurally anisotropic panels of aircraft made of composite materials with restrictions according to the refined buckling theory

Gavva L.M.¹, Korolskii V.V.¹, Turbin N.V.¹
¹MAI, Moscow

The aim of the study is to control the geometric parameters of a size-weight project within the framework of the developed approach to the optimal design of structurally

anisotropic panels of aircraft lift surfaces made of composite materials with limitations in accordance with the refined buckling theory.

In works [1, 2], an analytical solution to the optimal design problem is formulated. The problem of determining the geometric parameters of eccentrically reinforced flat rectangular composite panels of minimal mass is considered. Layer thicknesses and geometric dimensions of panel elements are the unknown variables. The condition of equal buckling resistance is the basis of the optimal project. The general bending and multi-wave torsional forms of buckling should occur with the same probability, while the buckling margin of safety is assumed to be close to one. The optimal design problem reduces itself to the study of the objective function of weight as a function of several variables for a conditional extremum in a strict mathematical formulation using analytical methods in combination with numerical ones.

The relations of a new mathematical model for studying buckling of structurally anisotropic composite panels are presented. The scientific novelty is the further development of the thin-walled elastic rod theory associated with the problem of contact between the skin and the stringer, taking into account the shear deformation of the stringer during twist.

The problems of buckling of a flat rectangular multilayer panel made of composite materials with an eccentric set of longitudinal and transverse stiffeners are considered. The buckling of a flat rectangular skin, which is anisotropic due to the asymmetric structure of the multilayer package through thickness, is also discussed. The panels are under the action of a distributed constant compressive load applied to the edges in the plane of the skin in the longitudinal direction. It is assumed that the boundary conditions on the contour correspond to a special case of boundary conditions for the plane problem and the bending problem.

The problem of panel buckling reduces itself to solving boundary value problems for an eighth-order partial differential equation in a rectangular region, since the bending is not separated from the plane stress state. As a computational model, the schematization of the panel as structurally anisotropic is proposed, when the critical forces of the buckling general bending shape are determined. To study the multi-wave torsional buckling of the panel, it is necessary to use the apparatus of generalized functions in order to input the stringers stiffness discretely. The solution of the differential equation of the deformed surface of the eighth order in a closed form is made in trigonometric series.

A package of applicable MATLAB programs has been developed and the process of optimal design of structurally anisotropic panels made of composite materials under conditions of mechanical stress leading to buckling has been implemented. The results of numerical implementation of the optimal size-weight project for flat rectangular carbon fiber panels with asymmetric structures of multilayer packages in thickness by the method of nonlinear programming i.e. the gradient descent method are presented.

The MATLAB program is demonstrated, which acts as an integral part of a software services complex for the development, testing and use of new methods in the field of aircraft optimal weight design and mass control. The program is made for optimal design of structurally anisotropic skins of aircraft lift surfaces made of composite materials with buckling limitations based on a refined theory. The program performs control of the calculated optimal geometric parameters for the specified constraints

The input data are the following ones: external linear compressive load applied to the end edges of the panel in the longitudinal direction, geometric dimensions of the panel in plane, number of layers in the package, angles of the layers in the package, initial approximate values of the layers thicknesses, mechanical characteristics of the layers (elastic moduli in the longitudinal direction, elastic moduli in the transverse direction, shear moduli, Poisson ratios), density of the panel material.

The program allows you to calculate with high speed the optimal thickness of the layers in the package, the optimal value of the objective function of weight, the magnitude of the critical force of the general bending shape of the panel buckling based on the refined

theory as design constraints, as well as the parameters of wave formation of the general bending shape of the panel buckling based on the refined theory.

The results of optimal design with constraints made within the framework of the refined theory open up opportunities for reducing and optimizing the weight characteristics of the airframe elements.

References

1. Korolskii V.V., Turbin N.V., Gavva L.M. Implementation of the optimal size and weight project with constraints on the refined buckling theory for structurally anisotropic aircraft panels made of composite materials // 21st International Conference «Aviation and Cosmonautics», Moscow, 2022». – Abstracts. – Moscow: «Pero», 2022. – PP. 43-44.

2. Gavva L.M., Mitrofanov O.V. The method of optimal design of structurally anisotropic panels of aircraft made of composite materials with limitations according to the refined buckling theory // 1st International Conference «High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions», Alushta, Moscow, 2022. – Abstracts. – Moscow: «Pero», 2022. – PP. 44-44. <https://hstd-conference.ru/publication-rinc>

Применение вариационных методов для разработки оптимальных многопараметрических моделей долговечности композиционных материалов и конструкций при воздействии экстремальных факторов внешней среды

Гусев Е.Л.^{1,2,3}, Бакулин В.Н.^{4,5}

¹ ИПНГ ФИЦ «ЯНЦ СО РАН», г. Якутск, Россия

² ИМИ СВФУ, г. Якутск, Россия

³ ИФТПС ФИЦ «ЯНЦ СО РАН», г. Якутск, Россия

⁴ МАИ, г. Москва, Россия;

⁵ ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия

Все возрастающее применение композитов в таких современных областях как авиа- и космическая техника, судостроение, нефтяная и газовая промышленность и др., обуславливает важность и актуальность разработки эффективных высокоточных методов долгосрочного прогнозирования определяющих характеристик композиционных материалов и конструкций из них (остаточного ресурса, прочности, надежности, долговечности).

Проведено исследование перспективных возможностей применения современных положений кинетической теории прочности для разработки оптимальных моделей долговечности композиционных материалов и конструкций из них при воздействии экстремальных факторов внешней среды. На основе применения и развития методов математического и компьютерного моделирования разработаны эффективные методы прогнозирования определяющих характеристик (остаточного ресурса, прочности, надежности, долговечности) композитов в экстремальных условиях внешней среды [1-6].

Возможность оценки на основе физических экспериментов определяющих параметров физико-химических процессов, происходящих на микроуровне, может позволить в единообразной форме исследовать существенные особенности влияния различных видов внешних воздействий на скорость преобладающего процесса старения, а также разработать функциональные соотношения, характеризующие соответствующие количественные связи, описывающие влияние различных видов внешних воздействий на скорость преобладающего процесса старения.

Литература

1. Gusev E. L., Bakulin V. N. The use of generalized models in the variational formulation of the prediction tasks defining characteristics of composite materials// J. Phys.: Conf. Ser. Collection of Materials of the VIII Int. Conf. , 2020, v. 1431, p. 012017.

2. 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.

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. 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.

5. Gusev E.L., Bakulin V.N. Mathematical methods for optimal synthesis of physical and mechanical structure of composites with required set of properties at extreme conditions//Journal of Physics: Conference Series, 2021, v. 1925, 012072.

6. Gusev E.L. ,Bakulin V.N. Generalized multiparametric models for predicting the physical and mechanical properties of composites when exposed to extreme environmental factors // Journal of Physics: Conference Series , 2020, Vol, 1705, 012033

Application of variational methods for the development of optimal multiparametric models of durability of composite materials and structures under the influence of extreme environmental factors

Gusev E.L.^{1,2,3}, Bakulin V.N.^{4,5}

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 North-Eastern Federal University, Yakutsk, Russia

³Institute of Physical and Technical Problems of the North of the Federal Research Center «Yakut Scientific Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences», Yakutsk, Russia

⁴Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

⁵Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

The increasing use of composites in such modern fields as aviation and space technology, shipbuilding, oil and gas industry, etc., determines the importance and relevance of developing effective high-precision methods for long-term forecasting of the defining characteristics of composite materials and structures made of them (residual life, strength, reliability, durability).

A study of the promising possibilities of applying the modern provisions of the kinetic theory of strength to develop optimal models of the longevity of composite materials and structures made of them under the influence of extreme environmental factors has been conducted. Based on the application and development of mathematical and computer modeling methods, effective methods for predicting the defining characteristics (residual life, strength, reliability, durability) of composites in extreme environmental conditions have been developed

[1-6].

The possibility of evaluating on the basis of physical experiments the determining parameters of physics-chemical processes occurring at the micro level can allow us to study in a uniform form the essential features of the influence of various types of external influences on the speed of the prevailing aging process, as well as to develop functional relationships characterizing the corresponding quantitative relationships describing the influence of various types of external influences on the speed of the prevailing aging process.

References

1. Gusev E. L., Bakulin V. N. The use of generalized models in the variational formulation of the prediction tasks defining characteristics of composite materials// J. Phys.: Conf. Ser. Collection of Materials of the VIII Int. Conf. , 2020, v. 1431, p. 012017.

2. 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.

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. 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.

5. Gusev E.L., Bakulin V.N. Mathematical methods for optimal synthesis of physical and mechanical structure of composites with required set of properties at extreme conditions//Journal of Physics: Conference Series, 2021, v. 1925, 012072.

6. Gusev E.L., Bakulin V.N. Generalized multiparametric models for predicting the physical and mechanical properties of composites when exposed to extreme environmental factors // Journal of Physics: Conference Series , 2020, Vol, 1705, 012033

Особенности определения термических коэффициентов линейного расширения Al-Cu-Li сплавов и покрытий

Гордеева М.И.¹, Прокопенко Д.А.¹, Быкадоров А.Н.¹, Самойленко В.М.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Термический коэффициент линейного расширения, далее - (ТКЛР) является важной характеристикой конструкционных и функциональных материалов, таких как покрытия, слоистые и многофазные монолитные материалы, поскольку несоответствие ТКЛР фаз или компонентов приводит к разрушению изделия при термоциклировании. Кроме того, для материалов с некубической решеткой важной проблемой становится анизотропия ТКЛР, которая может привести к несовместности деформации зерен разных ориентаций даже в однофазных сплавах. Экспериментальное определение ТКЛР методом высокотемпературной рентгеновской съемки в отличие от дилатометрии, позволяет проводить измерение ТКЛР различных фаз в многофазных системах, а также в тонких поверхностных слоях и покрытиях. Сплавы системы Al-Li находят широкое применение в аэрокосмической технике благодаря уникальному сочетанию низкой плотности, требуемой прочности и исключительно высоких по сравнению с другими алюминиевыми сплавами значений упругих модулей [1, 2, 3]. В настоящее время развивается направление исследований с целью создания нового поколения материалов для самолетостроения – слоистых алюмокомпозитов (СИАЛов) на базе системы Al-Cu-Li. Это позволит на 8–10% повысить модуль упругости и на 5–7% снизить плотность СИАЛов [4, 5]. Тем не менее, оптимизация составов сплавов в плане получения максимальных прочностных или упругих свойств осложняется методическими проблемами оценки упругих свойств на этапах жизненного цикла продукта (изделия) [6, 7]. В этом плане перспективным представляется поиск корреляций между упругими модулями и величинами ТКЛР сплавов системы Al-Cu-Li.

В настоящей работе рассмотрены некоторые методические проблемы определения значений ТКЛР для многофазных сплавов и покрытий методом высокотемпературной рентгеновской съемки, а также рассмотрена корреляция характеристик ТКЛР со свойствами сплавов Al-Cu-Li, которые могут способствовать расширению возможностей метода измерения ТКЛР применительно к исследованиям структурно-фазового состояния материалов. Показано преимущество использования для определения ТКЛР высокотемпературной рентгеновской съемки. В работе определены значения ТКЛР для всех трех фаз трехфазного покрытия удалось, что невозможно реализовать не только для покрытий, но и для объемных объектов при использовании дилатометра. При этом для двух фаз с тетрагональной (t-ZrO₂) и

гексагональной (α -Al₂O₃) решетками высокотемпературная съемка позволяет определить величины ТКЛР вдоль осей «с» и «а», т.е. определить на поликристаллическом объекте монокристалльные константы, что невозможно реализовать никаким другим методом.

Литература

1. 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.
2. Титов, Е. И. К вопросу проектирования конструкции слабых звеньев навески основных опор шасси / Е. И. Титов, С. А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.
3. С.Я. Бецоффен, В.В. Антипов, М.И. Долгова Н.Ю. Серебренникова, Ю.А. Кабанова Исследование фазового состава, текстуры и анизотропии свойств листов из сплавов системы Al-Cu-Li-Mg Деформация и разрушение материалов-М,2017, №1, С.24-30.
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. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Pochebneva, V. Lepeshkin // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.
6. Ширяев, А. В. К вопросу снижения температурного нагрева конструкции планера сверхзвукового самолёта / А. В. Ширяев, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 78-80. – EDN EFWBYG.
7. Barabanov, A. Modeling of Product Life Cycle Stages Optimization Taking into Consideration Uncertainty of the Main Parametrical Variables / A. Barabanov, S. Serebryansky // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9247777. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247777. – EDN MZMRGJ.

Peculiarities of determination of thermal coefficients of linear expansion of Al-Cu-Li alloys and coatings

Gordeeva M.I.¹, Prokopenko D.A.¹, Bykadorov A.N.¹, Samoilenko V.M.²

¹MAI, Moscow, Russia

²MSTU CA, Moscow, Russia

The thermal coefficient of linear expansion - (LTEC) is an important characteristic of structural and functional materials, such as coatings, layered and multiphase monolithic materials, since the mismatch of the LTEC of phases or components leads to the destruction of the product during thermal cycling. In addition, for materials with a noncubic lattice, an important problem is the anisotropy of the linear expansion coefficient, which can lead to inconsistency in the deformation of grains of different orientations even in single-phase alloys. Experimental determination of LTEC by high-temperature X-ray imaging, in contrast

to dilatometry, makes it possible to measure the LTEC of various phases in multiphase systems, as well as in thin surface layers and coatings. Alloys of the Al–Li system are widely used in aerospace technology due to the unique combination of low density, required strength, and exceptionally high values of elastic moduli compared to other aluminum alloys [1, 2]. Currently, a direction of research is being developed with the aim of creating a new generation of materials for aircraft construction - layered aluminum-glass plastics (GLARE) based on the Al–Cu–Li system. This will increase the elastic modulus by 8–10% and reduce the density of GLARE by 5–7% [3]. However, the optimization of alloy compositions in terms of obtaining maximum strength or elastic properties is complicated by methodological problems in assessing elastic properties [4, 5, 6].

In this regard, the search for correlations between the elastic moduli and the values of the thermal expansion coefficient of alloys of the Al–Cu–Li system seems promising. Al–Cu–Li, which can contribute to the expansion of the possibilities of the method for measuring the thermal expansion coefficient in relation to the study of the structural-phase state of materials. The advantage of using high-temperature X-ray photography to determine the LTEC is shown. In the work, the values of LTEC for all three phases of a three-phase coating were determined, which is impossible to realize not only for coatings, but also for bulk objects using a dilatometer. At the same time, for two phases with tetragonal ($t\text{-ZrO}_2$) and hexagonal ($\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$) lattices, high-temperature photography allows one to determine the values of LTEC along the axes "c" and "a", i.e. to determine single-crystal constants on a polycrystalline object, which cannot be realized by any other method.

References

1. Popov, Y. I. On the issue of ensuring the operational survivability of aircraft airframe design / Y. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maisak // Handbook. Engineering journal with appendix. - 2019. - № 12(273). - pp. 32-39. - EDN PJOIAQ
2. Titov, E. I. On the issue of designing the design of weak links of the suspension of the main chassis supports / E. I. Titov, S. A. Serebryansky // Engineering Journal: Science and Innovation. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.
3. S.Ya. Betsofen, V.V. Antipov, M.I. Dolgova N.Yu. Serebrennikova, Yu.A. Kabanova Study of the phase composition, texture and anisotropy of the properties of sheets from alloys of the Al-Cu-Li-Mg system Deformation and destruction of materials, 2017, No. 1, pp. 24-30.
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.
5. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Pocebneva, V. Lepeshkin // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.
6. Barabanov, A. Modeling of Product Life Cycle Stages Optimization Taking into Consideration Uncertainty of the Main Parametrical Variables / A. Barabanov, S. Serebryansky // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9247777. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247777. – EDN MZMRGJ.

Методика определения упрочняющих фаз сварки с трением и перемешиванием в соединениях из алюминиевого сплава AA2519

Гордеева М.И.¹, Зуйко И.С.², Прокопенко Д.А.¹

¹МАИ, Москва, Россия

²Белгородский государственный национальный исследовательский университет,
Белгород, Россия

Изготовление крупногабаритных сварных конструкций из высокопрочных алюминиевых сплавов связано с проблемами их разупрочнения под воздействием термического цикла сварки плавлением [1]. Повысить эксплуатационные характеристики сварных соединений [2, 3, 4] возможно за счет применения новых эффективных технологических процессов, таких как сварка трением с перемешиванием, далее - (СТП).

Процесс СТП обеспечивает многочисленные преимущества, обусловленные тем, что сварка происходит без перевода сплава в расплав. Прежде всего, это низкие остаточные напряжения, малые деформации и искажения формы заготовки, хорошая стабильность размеров и воспроизводимость процесса, отсутствие потерь легирующих элементов, тонкая микроструктура, отсутствие трещин. Процесс СТП характеризуется сочетанием процессов деформационного и термического воздействия, которые формируют сложное структурно-фазовое состояние, исследования которого как правило включают изучение механических свойств, микроструктуры, текстуры, фазового состава и остаточных напряжений [5]. Поэтому даже для таких хорошо изученных материалов, как сплавы Al-Cu-Mg, возникают проблемы оптимизации их служебных свойств применительно к процессам СТП. Эти проблемы в основном связаны с недостатком сведений о количественных характеристиках выделяющихся\растворяющихся интерметаллидных фаз, таких как θ'' (Al₃Cu), θ' (Al₂Cu) и θ (Al₂Cu) в результате воздействия СТП. В работе представлен анализ фазового состава, текстуры и деформации кристаллической решетки алюминиевого сплава AA2519 (Al-5.64Cu-0.33Mn-0.23Mg-0.15Zr), подвергнутого СТП. Процесс осуществляли в условиях низкого (НТ) и высокого тепловложений (ВТ).

Для НТ варианта СТП наблюдается ослабление компонента текстуры прокатки и усиление компонентов текстуры сдвига по мере перехода от основного материала к корню шва, середине и верхнему сечению. Предложен способ оценки количества метастабильных (θ' и θ'') фаз исследованного сплава как разности между суммарной долей всех медьсодержащих фаз и количеством равновесной θ -фазы, которые определялись с помощью измерения периода решетки твердого раствора и с помощью стереологической процедуры, соответственно. С помощью новой методики количественного фазового анализа определены соотношения между стабильной θ -фазой и неравновесными θ' и θ'' - фазами, при этом показано, что упрочняющий эффект от последних значительно выше, чем от равновесной.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 23-49-00098).

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. 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.
3. Абрамов, Я. С. Оптимизации узлов и деталей авиационных конструкций / Я. С. Абрамов // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее

эксплуатации - 2022 : Сборник трудов XV Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 08–09 декабря 2022 года. Том 1. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2023. – С. 8-13. – EDN UQSMHR.

4. Титов, Е. И. К вопросу проектирования конструкции слабых звеньев навески основных опор шасси / Е. И. Титов, С. А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.

5. On the Heterogeneous Distribution of Secondary Precipitates in Friction-Stir-Welded 2519 Aluminium Alloy / I. S. Zuiko, S. Malopheyevev, S. Mironov [et al.] // Metals. – 2022. – Vol. 12, No. 4. – DOI 10.3390/met12040671. – 12(4). 671. – EDN HUVWBV.

Method for determination of strengthening phases friction stir welding in compound from AA2519 aluminum alloy

Gordeeva M.I.¹, Zuiko I.S.², Prokopenko D.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

²Belgorod State National Research University, Belgorod, Russia

The manufacture of large-sized welded structures from high-strength aluminum alloys is associated with the problems of their softening under the influence of the thermal cycle of fusion welding [1]. It is possible to improve the performance of welded joints [2, 3, 4] through the use of new efficient technological processes, such as friction stir welding - (FSW).

The FSW process provides numerous advantages due to the fact that welding takes place without the transfer of the alloy into a melt. First of all, these are low residual stresses, small deformations and distortions of the workpiece shape, good dimensional stability and reproducibility of the process, no loss of alloying elements, fine microstructure, no cracks. The FSW process is characterized by a combination of deformation and thermal impact processes, which form a complex structural-phase state, the studies of which, as a rule, include the study of mechanical properties, microstructure, texture, phase composition, and residual stresses [5]. Therefore, even for such well-studied materials as Al–Cu–Mg alloys, there are problems of optimizing their service properties in relation to FSW processes. These problems are mainly related to the lack of information about the quantitative characteristics of the precipitated / dissolved intermetallic phases, such as θ'' (Al_3Cu), θ' (Al_2Cu) and θ (Al_2Cu) as a result of the impact of the FSW. This paper presents an analysis of the phase composition, texture, and deformation of the crystal lattice of an aluminum alloy AA2519 (Al–5.64Cu–0.33Mn–0.23Mg–0.15Zr) subjected to FSW. The process was carried out under conditions of low (LT) and high heat input (HT).

For the LT variant of the FSW, a weakening of the rolling texture component and an increase in the shear texture components are observed as the transition from the base material to the weld root, middle and upper section is observed. A method is proposed for estimating the number of metastable (θ' and θ'') phases of the alloy under study as the difference between the total fraction of all copper-containing phases and the amount of the equilibrium θ -phase, which were determined by measuring the lattice period of the solid solution and using the stereological procedure, respectively. Using a new method of quantitative phase analysis, the ratios between the stable θ -phase and non-equilibrium θ' and θ'' -phases were determined, and it was shown that the strengthening effect of the latter is much higher than that of the equilibrium one.

This work was supported by the Russian Science Foundation (grant no. 23-49-00098).

References

1. A.G. Bratukhin, S.A. Serebryansky, and D.Yu. Strelets [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.
2. Popov, Y. I. On the issue of ensuring the operational survivability of aircraft airframe design / Y. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maisak // Handbook. Engineering journal with appendix. - 2019. - № 12(273). - pp. 32-39. - EDN PJOIAQ
3. Ya.S. Abramov, “Optimization of components and parts of aircraft structures,” Sat. tr. XV All-Russian. Scientific and Practical Conf. students and graduate students, devoted. holiday 100th anniversary design Tupolev bureau, 55th anniversary of the Irkutsk branch of MSTU GA, 75th anniversary of the Irkutsk Aviation Technical College, Irkutsk: Irkutsk branch of the Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow State Technical University of Civil Aviation", 2023, p. 8-13.
4. Titov, E. I. On the issue of designing the design of weak links of the suspension of the main chassis supports / E. I. Titov, S. A. Serebryansky // Engineering Journal: Science and Innovation. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.
5. On the Heterogeneous Distribution of Secondary Precipitates in Friction-Stir-Welded 2519 Aluminium Alloy / I. S. Zuiko, S. Malopheyevev, S. Mironov [et al.] // Metals. – 2022. – Vol. 12, No. 4. – DOI 10.3390/met12040671. – 12(4). 671. – EDN HUVWBV.

Взрывные технологии испытаний конструкций летательных аппаратов к комплексному механическому и тепловому действию излучений и частиц

Острик А.В.¹

¹ФИЦ проблем химической физики и медицинской химии РАН, г. Черноголовка, Россия

Разработка технологий моделирования совместного теплового и механического действия потоков энергии различной физической природы на конструкции летательных аппаратов является практически важной задачей прикладной физики [1, 2]. Наборы устройств для моделирования теплового и механического действия потоков излучений и частиц (ПИЧ) верифицированы и широко используются [1]. Но для их совместного применения требуется разработка специальных стендов.

В работе рассматривается новый универсальный испытательный стенд [3], позволяющий исследовать совместное тепловое и механическое действие ПИЧ на конструкции ЛА с одновременным моделированием полетных условий. В этом стенде используются современные средства быстрого нагрева конструкций (с помощью контактной токопроводящей пластины, листовых пиротехнических зарядов и СВЧ-излучателей большой мощности (магнетронов)). Посредством использования различных сочетаний средств нагрева внешней и внутренней сторон конструкции удастся получить реализующиеся на практике температурные профили. Отметим, что магнетроны при испытаниях на прочность конструкций к совместному тепловому и механическому действию ПИЧ используются впервые.

Особенностью метода испытаний, которая реализована в предлагаемом испытательном стенде, является контроль всех воспроизводимых основных параметров действий ПИЧ. Такой контроль необходим, поскольку взрывные устройства обладают низкой воспроизводимостью параметров нагрузки от опыта к опыту.

Работа проводится при финансовой поддержке РФФ (соглашение № 21-72-20023).

Литература

1. Бакулин В.Н., Грибанов В.М., Острик А.В., Ромадинова Е.А., Чепрунов А.А. Механическое действие рентгеновского излучения на тонкостенные композиционные конструкции. - М.: ФМЛ, 2008.-256с.
2. Бакулин В.Н., Острик А.В. Комплексное действие излучений и частиц на тонкостенные конструкции с гетерогенными покрытиями. - М.: ФМЛ, 2015. 288с.
3. Чепрунов А.А., Кузьменко А.Ю., Острик А.В. Стенд для испытаний конструкций летательных аппаратов на совместное действие тепловых и механический нагрузок // Патент № 2789669С1, 2023. Российская Федерация.

Explosive technologies of tests of constructions of aircraft to complex mechanical and thermal action of radiations and particles

Ostrik A.V.¹

¹Federal Research Center of Problems of Chemical Physics and Medical Chemistry of the Russian Academy of Sciences, Chernogolovka, Russia

The development of technologies for modeling the combined thermal and mechanical action of energy fluxes of different physical nature on flight vehicles is practical and important task of applied physics [1, 2]. Sets of devices for modeling thermal and mechanical action of radiation and particle fluxes (RPF) are verified and widely used [1]. But their joint use requires the development of special unified stands.

A new universal stand [3] allowing to investigate the joint thermal and mechanical action of RPF on the aircraft constructions with simultaneous simulation of flight conditions is proposed. Modern means of rapid heating of structures (with the help of contact current-conducting plate, sheet pyrotechnic charges and microwave emitters of high power (magnetrons)) are used. Temperature profiles realized in practice can be obtained by means of various combinations of heating means of external and internal sides of the construction. Note that magnetrons have not previously been used in strength tests for combined thermal and mechanical effects of RPF.

A feature of the test method which is implemented in the proposed stand is control of all reproduced main parameters of RPF actions. Such control is necessary because the explosive devices have low reproducibility of the loading parameters from experiment to experiment.

The work is carried out with the financial support of the Russian National Fund (Agreement No. 21-72-20023).

References:

1. V.N. Bakulin, V.M. Griбанov, A.V. Ostriк, E.A. Romadinova, A.A. Cheprunov. Mechanical action of x-ray radiation on thin-walled composite designs. - М.: FML, 2008. - 256 pages.
2. V.N. Bakulin, A.V. Ostriк. Complex action of radiations and particles on thin-walled designs with heterogeneous coverings. - М.: FML, 2015. 288 pages
- A.A. Cheprunov, A.Yu. Kuzmenko, A.V. Ostriк. The stand for tests of designs of aircraft for joint action thermal and mechanical loadings //Patent No. 2789669С1, 2023. Russian Federation.

Вывод и исследование функции проницаемости контакта клиновидной кромки металлического уплотнения с фланцем с учётом внешней нагрузки.

Бойков А.А.¹, Род О.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Решается задача вывода функции проницаемости контакта клиновидной кромки уплотнения с фланцем. Данная функция показывает зависимость утечки

герметизируемой среды через уплотняемый стык от угла клиновидной кромки уплотнения. В качестве модели массопереноса, на основании которой выводилась данная функция, служит теория Козени-Кармана [1-9]. Ранее авторами была выведена данная функция в предположении, что приращение контактной нагрузки, вызванное воздействиями внешних силовых факторов, пренебрежимо мало по сравнению с контактной нагрузкой, возникающей при затяжке соединения [10]. Это сильно снижало область применения полученной функции. В современной герметологии установлено, что с точностью, достаточной для решения технических задач, можно рассчитывать утечку по среднему уровню контактного давления в стыке [7]. Пользуясь этим, можно преобразовать выражения, полученные в работе [10], таким образом, что они будут применимы для случая, когда приращение контактной нагрузки, возникшее под действием внешних силовых факторов, будет сопоставимо по значению с контактной нагрузкой, возникшей при затяжке соединения. Как и в работе [10] функция была получена в неявном виде, поэтому исследовать её классическими методами математического анализа не представилось возможным. Поэтому снова были построены графики функций для разных случаев. В результате был получен научный метод, который может быть использован при проектировании уплотнений с клиновидными кромками и позволяющий выбрать угол кромки, обеспечивающий минимальную утечку герметизируемой среды.

Литература

1. Бабкин В.Т., Зайченко А.А., Александров В.В. Герметичность неподвижных соединений гидравлических систем. – М.: Машиностроение. 1977. – 173 с.
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – 3-е издание переработанное и дополненное. – М.: Наука, 1970. – 940 с.
3. Кармугин Б.В., Стратиневский Г.Г., Мендельсон Д.А. Клапанные уплотнения пневмо-гидроагрегатов. – М.: Машиностроение, 1983. – 151 с.
4. Кондаков Л.А. Рабочие жидкости и уплотнения гидравлических систем. – М.: Машиностроение, 1982. – 215 с.
5. Основы теории проектирования уплотнений пневмогиросаппаратуры летательных аппаратов: Учебное пособие. Под ред. А.М. Долотова, П.М. Огара, Д.И. Чегодаева. – М.: МАИ, 2000. – 296 с.
6. Рид Р., Праусниц Д., Шервуд Т. Свойства жидкостей и газов. 3-е издание переработанное и дополненное. – Л.: Химия, 1982. – 591 с.
7. Шишкин С.В. Механика герметичных заклёпочных соединений. – М.: Книжный дом «Либроком», 2012. – 251 с.
8. Ерёменкова И.В. Технологическое обеспечение герметичности неподвижных разъёмных металлических уплотнений. Дисс. к.т.н. – Брянск: БГТУ. 2005. – 150 с.
9. Пинчук Л.С. Герметология. – Минск: Наука и техника, 1992. – 216 с.
10. Andrei Boikov. Olga Rod. Derivation and exploration of permeability function for contact of wedge-shaped edge of metal seal with flange. Aerospace Systems 6, 445-455 (2023).

Derivation and exploration of permeability function for contact of wedge-shaped edge of metal seal with flange, taking into consideration external loads

Boikov A.A.¹, Rod O.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The problem of deriving the permeability function of the contact of the wedge-shaped edge of the seal with the flange is solved. This function shows the dependence of the leakage of the sealed substance through the sealed joint on the angle of the wedge-shaped edge of the seal. Kozeni-Karman theory was chosen as leak model [1-9]. Earlier, the authors derived this

function under the assumption that the increment of the contact load, occurred by action of external loads, is negligible compared to the contact load that occurred by tightening of connection [10]. This fact greatly reduced the scope of the resulting function. In modern germetology, it has been determined that with an accuracy sufficient to solve technical problems, it is possible to calculate leakage by the average level of contact pressure at the joint [7]. Using this, it is possible to transform the equations obtained in [10] in such a way that they will be applicable for the case when the increment of the contact load caused by external loads will be comparable in value to the contact load that occurred when the connection was tightened. As in [10], the function was obtained implicitly, so it was not possible to explore it by classical methods of mathematical analysis. Therefore, function graphs were constructed again for different cases. As a result, a scientific method was obtained that can be used in the design of seals with wedge-shaped edges and allows to choose an edge angle that ensures minimal leakage of the sealed substance.

References

1. Babkin V.T., Zajchenko A.A., Aleksandrov V.V. Germetichnost' nepodviznyh soedinenij gidravlicheskih sistem. – M.: Mashinostroenie. 1977. – 173 s.
2. Lojcyanskij L.G. Mekhanika zhidkosti i gaza. – 3-e izdanie pererabotannoe i dopolnennoe. – M.: Nauka, 1970. – 940 s.
3. Karmugin B.V., Stratinevskij G.G., Mendel'son D.A. Klapannye uplotneniya pnevmogidroagregatov. – M.: Mashinostroenie, 1983. – 151 s.
4. Kondakov L.A. Rabochie zhidkosti i uplotneniya gidravlicheskih sistem. – M.: Mashinostroenie, 1982. – 215 s.
5. Osnovy teorii proektirovaniya uplotnenij pnevmogiroapparaty letatel'nyh apparatov: Uchebnoe posobie. Pod red. A.M. Dolotova, P.M. Ogara, D.I. Shegodaeva. – M.: MAI, 2000. – 296 s.
6. Rid R., Prausnic D., SHervud T. Svoystva zhidkостей i gazov. 3-e izdanie pererabotannoe i dopolnennoe. – L.: Himiya, 1982. – 591 s.
7. SHishkin S.V. Mekhanika germetichnyh zaklyopochnyh soedinenij. – M.: Knizhnyj dom «Librokom», 2012. – 251 s.
8. Eryomenkova I.V. Tekhnologicheskoe obespechenie germetichnosti nepodviznyh raz'yomnyh metallicheskih uplotnenij. Diss. k.t.n. – Bryansk: BGTU. 2005. – 150 s.
9. Pinchuk L.S. Germetologiya. – Minsk: Nauka i tekhnika, 1992. – 216 s.
10. Andrei Boikov. Olga Rod. Derivation and exploration of permeability function for contact of wedge-shaped edge of metal seal with flange. Aerospace Systems 6, 445-455 (2023).

Особенности общей методики проектирования плоских композитных панелей средних толщин при допустимости геометрически нелинейного поведения с учетом обеспечения статической прочности при сжатии

Митрофанов О.В.¹, Торопылина Е.Ю.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Известно, что при рассмотрении задач геометрически нелинейного поведения тонких плоских композитных панелей учитываются дополнительные мембранные напряжения, возникающие при потере устойчивости. Методики проектирования тонких панелей с учетом ограничений статической прочности при закритическом состоянии представлена в монографии [1]. Предметами исследований данной работы являются сжатые композитные панели средней толщины, при допустимости начального этапа закритического поведения которых необходимо учитывать и мембранные, и изгибные напряжения. Отмечено, что перестроение форм потери устойчивости композитных панелей не допускается. В данной работе на примерах панелей с различными вариантами граничных условий рассмотрены аналитические решения геометрически

нелинейных задач, полученные методом Бубнова-Галеркина. При этом также записаны аналитические выражения для мембранных и изгибных напряжений. Далее следуя процедурам методологии [1] представлена общая методика проектирования композитных панелей средней толщины при допустимости начального этапа закритического поведения. В рассматриваемых случаях типовых вариантах граничных условий и выражений, описывающих прогиб, для определения минимальных толщин предложены алгоритмы численной методики, в которых использованы аналитические соотношения решения геометрически нелинейной задачи и выражения суммы мембранных и изгибных напряжений. Ограничения по статической прочности учитываются в виде равенства действующих суммарных напряжений предельным по статической прочности значениям. Указанное условие позволяет определять минимальные толщины композитных панелей с минимальными равными единице запасами по статической прочности при закритическом поведении. Отмечено, что предложенная общая методика является дополнением для методологии проектирования по закритическому состоянию [1] для случая рассмотрения панелей средней толщины.

Литература

1. Митрофанов О. В. Проектирование несущих панелей авиационных конструкций по закритическому состоянию. – М.: МАИ (НИУ), 2020. – 160 с. – ISBN 978-5-4316-0757-8.

Features of the general methodology for designing flat composite panels of medium thickness with the permissibility of geometrically nonlinear behavior, taking into account the provision of static compressive strength

Mitrofanov O.V.¹, Toropylina E.Y.¹

¹MAI, Moscow, Russia

It is known that when considering problems of geometrically nonlinear behavior of thin flat composite panels, additional membrane stresses arising from loss of stability are taken into account. Methods of designing thin panels taking into account the limitations of static strength in the supercritical state are presented in the monograph [1]. The subjects of research in this work are compressed composite panels of medium thickness, with the admissibility of the initial stage of the supercritical behavior of which it is necessary to take into account both membrane and bending stresses. It is noted that the restructuring of the forms of loss of stability of composite panels is not allowed. In this paper, analytical solutions of geometrically nonlinear problems obtained by the Bubnov-Galerkin method are considered using examples of panels with different variants of boundary conditions. Analytical expressions for membrane and flexural stresses are also recorded. Further, following the procedures of the methodology [1], a general methodology for designing composite panels of medium thickness is presented with the admissibility of the initial stage of supercritical behavior. In the cases under consideration, typical variants of boundary conditions and expressions describing deflection, numerical algorithms are proposed to determine the minimum thicknesses, in which analytical relations for solving a geometrically nonlinear problem and expressions of the sum of membrane and bending stresses are used. Limitations on static strength are taken into account in the form of equality of the effective total stresses to the maximum values for static strength. This condition makes it possible to determine the minimum thicknesses of composite panels with minimum reserves equal to one for static strength under supercritical behavior. It is noted that the proposed general methodology is an addition to the design methodology for the supercritical state [1] for the case of considering panels of medium thickness.

References

1. Mitrofanov O. V. Design of load-bearing panels of aircraft structures according to the critical condition. – Moscow: MAI (NRU), 2020. – 160 p. - ISBN 978-5-4316-0757-8.

Исследование влияния деформации растяжением на текстуру, фазовый состав и остаточные напряжения стали ВНС9-Ш с пластичностью, вызванной трансформацией

Гордеева М.И.¹, Прокопенко Д.А.¹, Александров А.А.², Самойленко В.М.³

¹МАИ, г. Москва, Россия

²Институт металлургии и материаловедения им. А.А. Байкова РАН, Москва, Россия

³МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Важную роль в характеристиках сталей с пластичностью, вызванной трансформацией, далее – (ТРИП) играют остаточные сжимающие напряжения, формирующиеся в них в результате положительного объемного эффекта $\gamma \rightarrow \alpha$ превращения. Исследованию процессов формирования остаточных напряжений препятствуют методические проблемы их измерения, связанные с гетерогенностью фазового состава и напряженного состояния в ТРИП сталях. Решению этих проблем способствует методика измерения остаточных напряжений для гетерогенных материалов, основанная на использовании анизотропии упругих модулей γ - и α - фаз [1], позволившую оценить реальное распределение остаточных напряжений в тонколистовой ТРИП стали [2, 3]. Методика использует симметричную геометрию рентгеновской съемки, что отличает ее от стандартного метода дифракционной тензометрии « $\sin^2\psi$ ». Этот метод использует несимметричную съемку, для которой свойственно изменение с углом поворота «пси» глубины проникновения рентгеновского пучка, что делает невозможным его применение для таких высоко градиентных материалов, таких как ТРИП стали. Важную роль в уникальных свойствах ТРИП сталей играет кристаллографическая текстура [4, 5].

В настоящей работе рентгеноструктурными методами исследовали влияние степени деформации при испытании растяжением на фазовый состав, текстуру и напряженное состояние α - и γ -фаз сплава ВНС9-Ш. Показано, что в процессе испытания до разрушения количество α - фазы увеличивается на поверхности и от 75 до 91% и от 45-50% до ~70% в подповерхностных слоях. Для оценки склонности двухфазных сталей к трип-эффекту предложен параметр метастабильности аустенита в виде отношения доли распавшегося аустенита на различных этапах деформации растяжением [6, 7]. Установлено, что в исходной 0,3 мм ленте стали в результате положительного объемного эффекта $\gamma \rightarrow \alpha$ превращения в аустените формируются сжимающие напряжения, достигающие на поверхности величины -1000 МПа, в то время как в мартенсите формируются растягивающие напряжения, наличие которых связывают с нагревами металла, охлаждение которого приводит к растягивающим напряжениям в мартенсите из-за его значительно более низкой по сравнению с аустенитом величины ТКЛР.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 22-19-00330).

Литература

1. А.А. Ашмарин, С.Я.Бецофен, А.А. Лозован, М.А. Лебедев. Остаточные напряжения в поверхностных слоях с градиентной структурой. Деформация и разрушение материалов. 2022. №2. С. 18-26.

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. Титов, Е. И. К вопросу проектирования конструкции слабых звеньев навески основных опор шасси / Е. И. Титов, С. А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и

инновации. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.

4. С. Я. Бецофен, А.А. Ашмарин, В.Ф. Терентьев, И.А. Грушин, М.И. Гордеева, М.А. Лебедев. Влияние отпуска на фазовый состав и текстуру α - и γ -фаз трип-стали ВНС9-Ш. Деформация и разрушение материалов. 2021. № 5. С. 22-28.

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. – EDN PJOIAQ.

6. Гридин, А. В. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести авиационных конструкций / А. В. Гридин, 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. 301-302. – EDN WSTYRQ.

7. Журавлев, А. А. Исследования коэффициента осевой нагрузки для расчета проушин типа ухо - вилка / А. А. Журавлев, М. В. Ерофеев, 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. 128-130. – EDN NKNEPU.

Study of the Effect of Tensile Deformation on the Texture, Phase Composition, and Residual Stresses of Steel VNS9-Sh transformation-induced ductility

Gordeeva M.I.¹, Prokopenko D.A.¹, Aleksandrov A.A.², Samoilenko V.M.³

¹MAI, Moscow, Russia

²Baikov Institute of Metallurgy and Materials Science, Moscow, Russia

³MSTU CA, Moscow, Russia

An important role in the characteristics of steels transformation-induced ductility (TRIP) is played by residual compressive stresses that form in them as a result of the positive volume effect of the $\gamma \rightarrow \alpha$ transformation. The study of the processes of formation of residual stresses is hampered by the methodological problems of their measurement, associated with the heterogeneity of the phase composition and stress state in TRIP steels. The solution of these problems is facilitated by the method of measuring residual stresses for heterogeneous materials, based on the use of the anisotropy of the elastic moduli of the γ - and α -phases [1], which made it possible to estimate the actual distribution of residual stresses in thin-sheet TRIP steel [2, 3]. The technique uses a symmetrical X-ray geometry, which distinguishes it from the standard $\sin^2\psi$ diffraction strain gauge method. This method uses an asymmetric survey, which tends to change with the angle of rotation "psi" of the penetration depth of the X-ray beam, which makes it impossible to use it for such high-gradient materials, such as TRIP steel. An important role in the unique properties of TRIP steels is played by the crystallographic texture [4, 5].

In this work, X-ray diffraction methods were used to study the effect of the degree of deformation during tensile testing on the phase composition, texture, and stress state of the α - and γ -phases of the VNS9-Sh alloy. It is shown that during testing to failure, the amount of α - phase increases on the surface and from 75 to 91% and from 45-50% to ~70% in the subsurface layers. To assess the tendency of two-phase steels to the trip effect, a parameter of austenite metastability is proposed as the ratio of the fraction of decomposed austenite at different stages of tensile deformation. It has been established that in the initial 0.3 mm steel strip, as a result of the positive volumetric effect of $\gamma \rightarrow \alpha$ transformation, compressive

stresses are formed in austenite, reaching a value of -1000 MPa on the surface, while tensile stresses are formed in martensite, the presence of which is associated with heating of the metal, the cooling of which leads to tensile stresses in martensite due to its significantly lower CTE compared to austenite.

This work was supported by the Russian Science Foundation (grant no. 22-19-00330)

References

1. A.A. Ashmarin, S.Ya. Betsofen, A.A. Lozovan, M.A. Lebedev. Residual stresses in surface layers with a gradient structure. Deformation and destruction of materials. 2022. №2. pp. 18-26.
2. 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.
3. Titov, E. I. On the issue of designing the design of weak links of the suspension of the main chassis supports / E. I. Titov, S. A. Serebryansky // Engineering Journal: Science and Innovation. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.
4. S. Ya. Betsofen, A.A. Ashmarin, V.F. Terentiev, I.A. Grushin, M.I. Gordeeva, M.A. Lebedev. Influence of tempering on phase composition and texture of α - and β -phases of VNS9-Sh trip steel. Deformation and destruction of materials. 2021. No. 5. C. 22-28.
5. Popov, Y. I. On the issue of ensuring the operational survivability of aircraft airframe design / Y. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maisak // Handbook. Engineering journal with appendix. - 2019. - № 12(273). - pp. 32-39. - EDN PJOIAQ

Молекулярно-динамическое и микромеханическое исследование прочностных характеристик титаноматричного композиционного материала, модифицированного мультиграфеном

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

¹МАИ, г. Москва, Россия

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

В настоящем докладе представлен анализ результатов расчетных работ на основе экспериментальных данных по влиянию концентрации мультиграфена на механические свойства титаноматричного композиционного материала (ТМКМ), а также температурно-временного режима спекания порошкового материала на формирование межфазного слоя Ti-C, способствующего формированию прочного интерфейса между частицами Ti-6Al-4V и мультиграфеном.

Приведены результаты расчётных работ, иллюстрирующие что:

- Концентрация содержания мультиграфена приводит к увеличению прочностных свойств ТМКМ. Температура и давление при изготовлении титаноматричного композиционного материала также влияют на образовавшуюся структуру, тем самым меняя механические свойства.
- Расстояние вакансионных дефектов от границы межфазного слоя влияет на механические свойства композита, то есть в большей степени снижают прочность по мере приближения к границе раздела фаз.
- Оптимизация температурного режима позволяет минимизировать уровень остаточных напряжений в композиционном материале и получить требуемую толщину межфазного слоя Ti-C, дающую необходимое соотношение между пределом прочности и пластичностью материала.

Расчетные работы проводились на образцах из титаноматричного композиционного материала. Подобраны технологические параметры получения

титаноматричного композиционного материала и рассчитаны прочностные свойства с наиболее эффективной толщиной межфазного слоя [1 - 3].

Литература:

1. Graphene based materials: past, present and future / Singh V. [e.a.]. // Progress in materials science. – 2011. – V. 56. – P. 1178 – 1271.

2. Microstructure and mechanical properties of P/M titanium matrix composites reinforced by in-situ synthesized Ti-C – Ti-B / Shufeng L. I. et al. [e.a.]. // Materials Science and Engineering. – 2015. – V. 628. – P. 75 – 83.

3. Enhanced mechanical properties of few – layer graphene reinforced titanium alloy matrix nanocomposites with a network architecture / Zhang F. [e.a.]. // Materials & Design. – 2020. – V. 186. – P. 108 – 330.

Molecular dynamics and micromechanical study of the strength characteristics of the titanium matrix composite material modified with multigraphene

Prilipko E. A.^{1,2}, Anikin V. N.², Eremin S. A.², Revyakina N. A.², Bychkov V. 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 computational work based on experimental data on the effect of multigraphene concentration on the mechanical properties of a titanium matrix composite material (TMCM), as well as the temperature-time parameters of powder material sintering on the formation of a Ti-C interfacial layer, which contributes to the formation of a strong interface between Ti-6Al-4V particles and multigraphene.

The results of the analysis work presented, illustrate that:

- The concentration of the content of multigraphene leads to an increase in the strength properties of TMCM. The temperature and pressure during the manufacture of the titanium matrix composite material also affect the resulting structure by changing the mechanical properties.

- The distance of vacancy defects from the boundary of the interfacial layer affects the mechanical properties of the composite, that is, the strength decreases to a greater extent as it approaches the interface.

- Optimization of the temperature parameters allows minimization the level of residual stresses in the composite material and obtaining the required thickness of the Ti-C interfacial layer, which gives the required ratio between the ultimate strength and ductility of the material.

Computational work was carried out on the basis of the Moscow Aviation Institute, experimental work was carried out in the laboratory of the FGBU «VNIITS» on samples of titanium matrix composite materials. Technological parameters for obtaining titanium matrix composite material have been selected and strength properties have been calculated with the most effective thickness of the interfacial layer [1 - 3].

References

1. Graphene based materials: past, present and future / Singh V. [e.a.]. // Progress in materials science. – 2011. – V. 56. – P. 1178 – 1271.

2. Microstructure and mechanical properties of P/M titanium matrix composites reinforced by in-situ synthesized Ti-C – Ti-B / Shufeng L. I. et al. [e.a.]. // Materials Science and Engineering. – 2015. – V. 628. – P. 75 – 83.

3. Enhanced mechanical properties of few – layer graphene reinforced titanium alloy matrix nanocomposites with a network architecture / Zhang F. [e.a.]. // Materials & Design. – 2020. – V. 186. – P. 108 – 330.

Разработка методики исследования поврежденности конструкций из материалов аэрокосмического назначения методом шерографии

Илларионов К.Д.¹, Прилипко Е.А.¹, Дубинец А.О.^{1,2}

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² ШТУ, г. Шанхай, КНР

В настоящем докладе рассматривается возможность применения шерографии в качестве перспективного оптического интерферометрического метода неразрушающего контроля для оценки состояния агрегатов, конструктивно-подобных и элементарных образцов из композиционных материалов. Шерография — это экономичный и действенный метод неразрушающего контроля, который выявляет дефекты без повреждения компонента. Целью работы являлось получение экспериментальных данных о процессах деформирования и разрушения агрегатов, конструктивно-подобных и элементарных образцов из материалов аэрокосмического назначения, с перспективой создания базы данных, классификации дефектов с различной степенью поврежденности изделия.

Приведены результаты экспериментальных работ, иллюстрирующие что:

- Метод шерографии позволяет эффективно выявлять структуру конструкции агрегатов, конструктивно-подобных и элементарных образцов, типовые внутренние неоднородности.

- Метод пригоден для оценки состояния конструкций, изготовленных из композиционных материалов аэрокосмического назначения; позволяет обнаруживать скрытые дефекты и может быть использован для классификации дефектов с различной степенью поврежденности изделия.

- Анализ результатов неразрушающего контроля на основе деформационного отклика конструкций с дефектами и дополнительные результаты моделирования, показывают, что методом конечных элементов возможно демонстрировать процесс шерографии, когда дефекты расположены вблизи изображаемой поверхности.

- Приведены рекомендации по использованию шерографии в сочетании с другими методами неразрушающего контроля, такими как ультразвуковой и тепловой контроль, чтобы обеспечить всестороннюю оценку целостности компонента конструкции [1 - 3].

Литература

1. Vollen M. W. et al. Application of shearography techniques for vibration characterization and damage detection in sandwich structures. – Optonor as trondheim (Norway), 2005.

2. Waldner S., Goudemand N. Quantitative strain analysis with image shearing speckle pattern interferometry //Interferometry in speckle light: theory and applications. – Springer Berlin Heidelberg, 2000. – P. 319-326.

3. Non-destructive FEM-assisted Evaluation of Defect Depth in CFRP Laminate Using Lock-in Shearography. Sina Sabbaghi Farshi, Davood Akbari Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

Damage characterization methodology for composite structures using optical interferometry apparatus

Illarionov K.D.¹, Prilipko E.A.¹, Dubinets A.O.^{1,2}

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

² Shanghai Jiao Tong University (SJTU), Shanghai, China

This report considers the possibility of using shearography as a promising optical interferometric method of non-destructive testing for assessing the state of aggregates, structurally similar samples and coupons of composite materials. Shearography is an

economical and efficient non-destructive testing method that reveals defects without damaging the component. The aim of the work is to obtain experimental data on the processes of deformation and destruction of aggregates, structurally similar and coupon samples made of aerospace materials, with the prospect of creating a database, classifying defects with varying degrees of damage to the product.

The results of experimental work are presented, illustrating that:

- The shearography method makes it possible to effectively reveal the structural state of aggregates, structurally similar samples and coupons to detect, typical internal inhomogeneities.

- The method is suitable for assessing the state of structures made of composite materials for aerospace purposes; allows detecting hidden defects and can be used to classify defects with various degrees of damage to the structure.

- Analysis of the non-destructive testing results based on the deformation response of structures with defects and additional simulation results show that it is possible to demonstrate the shearography process by the finite element method when the defects are located close to the surface of interest.

- Recommendations are given for the use of shearography in combination with other non-destructive testing methods, such as ultrasonic and thermal testing, to provide a comprehensive assessment of the integrity of a structural component [1 - 3].

References

1. Vollen M. W. et al. Application of shearography techniques for vibration characterization and damage detection in sandwich structures. – Optonor as trondheim (Norway), 2005.

2. Waldner S., Goudemand N. Quantitative strain analysis with image shearing speckle pattern interferometry //Interferometry in speckle light: theory and applications. – Springer Berlin Heidelberg, 2000. – P. 319-326.

3. Non-destructive FEM-assisted Evaluation of Defect Depth in CFRP Laminate Using Lock-in Shearography. Sina Sabbaghi Farshi, Davood Akbari Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

Численные исследования критических напряжений тонких композитных обшивок с учетом дефектов и уточненная аналитическая методика проектирования подкрепленных панелей при обеспечении устойчивости с учетом комбинированного действия сжимающих и касательных потоков

Митрофанов О.В.¹, Торопылина Е.Ю.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

При современном проектировании несущих панелей авиационных конструкций уже на ранних этапах разработок необходимо учитывать возможные дефекты и повреждения. Для панелей тонкостенных конструкций самолетов малой авиации основные ограничения связаны с обеспечением устойчивости. Объектами исследований данной работы являются подкрепленные панели с тонкими ортотропными обшивками, нагруженные сжимающими и касательными усилиями.

В первой части работы проведены результаты численных исследований критических сжимающих напряжений композитных обшивок с учетом дефектов, которые могут быть следствием различных причин, в том числе ударных воздействий. В работе приведены численные исследования с целью учета наличия дефекта типа сквозного отверстия, которое расположено в наиболее критическом месте с точки зрения критических напряжений потери устойчивости. Для шарнирно опертой ортотропной обшивки проведены расчеты устойчивости с учетом изменения расположения дефекта (отверстия), позволяющие оценивать наиболее критическое

положение дефекта. Результаты представлены в виде графиков и поверхностей безразмерной функции, показывающей изменение критических сжимающих напряжений панелей с дефектами к критическим напряжениям неповрежденной панели.

Во второй части работы предложена модифицированная аналитическая методика проектирования подкрепленных панелей, основанная на условии равностойчивости [1] и учитывающая снижение критических напряжений обшивки с дефектами. Задача определения оптимальных параметров подкрепленных панелей сведена к минимизации функции одной переменной, которая является отношением высоты к шагу подкрепления. Кроме того, предложенная модифицированная методика учитывает возможное комбинированное нагружение сжимающими и касательными потоками.

Литература

1. Митрофанов О. В. Проектирование несущих панелей авиационных конструкций по закритическому состоянию. –М.: МАИ (НИУ), 2020. – 160 с. – ISBN 978-5-4316-0757-8.

Numerical studies of critical stresses of thin composite sheaths taking into account defects and a refined analytical technique for designing reinforced panels while ensuring stability taking into account the combined action of compressive and tangential flows

Mitrofanov O.V.¹, Toropylina E.Y.¹

¹MAI, Moscow, Russia

In the modern design of load-bearing panels of aircraft structures, it is necessary to take into account possible defects and damages already at the early stages of development. For panels of thin-walled structures of small aircraft, the main limitations are related to ensuring stability. The objects of research in this work are reinforced panels with thin orthotropic sheaths loaded with compressive and tangential forces.

In the first part of the work, the results of numerical studies of the critical compressive stresses of composite sheaths are carried out, taking into account defects that may be the result of various causes, including shock effects. The paper presents numerical studies in order to take into account the presence of a defect such as a through hole, which is located in the most critical place in terms of critical stresses of loss of stability. Stability calculations have been carried out for the hinged orthotropic skin, taking into account the change in the location of the defect (hole), allowing to assess the most critical position of the defect. The results are presented in the form of graphs and surfaces of a dimensionless function showing the change in the critical compressive stresses of panels with defects to the critical stresses of an intact panel.

In the second part of the work, a modified analytical method for designing reinforced panels is proposed, based on the condition of equidistance [1] and taking into account the reduction of critical stresses of the cladding with defects. The task of determining the optimal parameters of reinforced panels is reduced to minimizing the function of one variable, which is the ratio of height to reinforcement step. In addition, the proposed modified technique takes into account the possible combined loading by compressive and tangential flows.

References

1. Mitrofanov O. V. Design of load-bearing panels of aircraft structures according to the critical condition. – Moscow: MAI (NRU), 2020. – 160 p. - ISBN 978-5-4316-0757-8.

Моделирование клеевого соединения оптоволоконного рэлеевского датчика с композиционным материалом в рамках проектирования системы мониторинга

Шрамко К.К.¹, Кононов Н.О.¹, Ибришев К.К.¹, Тинчурина Д.Р.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Использование оптоволоконных датчиков в авиационной промышленности является актуальной и перспективной технологией, которая может значительно улучшить безопасность и эффективность воздушных перевозок. Оптоволоконные датчики позволяют предупреждать о возможных поломках, своевременно выявлять дефекты в конструкции, достоверно реагировать на их наличие и своевременно выдавать обратную связь в процессе эксплуатации, что ведет к уточнению состояния летательного аппарата в режиме реального времени и необходимости прохождения им своевременного обслуживания [1].

Сейчас в авиационной технике наблюдается значительный рост использования полимерных композиционных материалов (ПКМ), в которые легко интегрируются оптоволоконные датчики [2, 3]. Важную роль в долговечности датчика, прикрепленного к конструкции выполненным из ПКМ или интегрированным в него, выполняет клеевое соединение. Моделирование клеевого соединения оптоволоконного датчика с композиционным материалом позволяет определить оптимальные физико-механические характеристики клея для увеличения долговечности оптоволоконного датчика и тем самым способствует улучшению качества проектирования авиационных конструкций [4].

В данной работе приведено влияние различных физико-механических свойств клея на усталостную долговечность с целью определения оптимальных параметров соединения оптоволоконна с композитной панелью.

Приведены результаты компьютерного моделирования на платформе программного обеспечения «Abaqus» и «Fe-Safe», в котором рассчитаны напряжения и количество циклов до разрушения, возникающие в клеевом соединении при различных нагрузках и физико-механических свойствах клея.

Литература

1. К вопросу об интеграции оптоволоконна в ПКМ и измерении деформации материала с помощью волоконных Брэгговских решеток / М.А. Зуев, В.В. Махсидов, М.Ю. Федотов, А.М. Шиенок // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2014. – Т. 20, № 4. – С. 568–574.2.

2. Ultrasonic NDE techniques for the evaluation of matrix cracking in composite laminates / K. Steiner, R. Eduljee, X. Huang, J.G. Jr // Compos Sci Technol. – 1995. – Vol. 53. – P 193–198.

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. – EDN ZGQVGN.

4. Bouazzaoui R.E., Baste S., Camus G. Development of damage in a 2D woven C/SiC composite under mechanical loading: II. Ultrasonic characterization // Compos Sci Technol. – 1996. – Vol. 56, № 12. –P. 1373–1382.

Simulation of adhesive bonding of a fiber-optic Rayleigh sensor with a composite material as part of the design of a monitoring system

Shramko K.K.¹, Kononov N.O.¹, Ibrishev K.K.¹, Tinchurina D.R.¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

The use of fiber optic sensors in the aviation industry is a current and promising technology that can significantly improve the safety and efficiency of air travel. Fiber-optic

sensors make it possible to warn of possible breakdowns, detect defects in the structure promptly on time, reliably respond to their presence and give timely feedback during operation, which leads to real-time clarification of the state of the aircraft and the need for it to undergo timely maintenance [1].

In aviation technology, polymer composite materials (PCM) are significantly increasing, and fiber optic sensors are easily integrated [2, 3]. An essential role in the durability of a sensor attached to a structure made of PCM or integrated into it is played by adhesive bonding. Modeling the adhesive bond between a fiber optic sensor and a composite material makes it possible to determine the optimal physical and mechanical characteristics of the adhesive to increase the durability of the fiber optic sensor and thereby improve the quality of designing aircraft structures [4].

This paper presents the influence of the adhesives' various physical and mechanical properties on fatigue life to determine the optimal parameters for connecting an optical fiber to a composite panel.

The results of computer simulation on the Abaqus and Fe-Safe software platforms are presented, in which the stresses and the number of cycles to failure that occur in the adhesive joint under various loads and the physical and mechanical properties of the adhesive are calculated.

References

1. To the question of the integration of optical fiber in PCM and the measurement of material deformation using fiber Bragg gratings / M.A. Zuev, V.V. Makhsidov, M.Yu. Fedotov, A.M. Shienok // Mechanics of composite materials and structures. - 2014. - Т. 20, No. 4. - S. 568–574.2.

2. Ultrasonic NDE techniques for the evaluation of matrix cracking in composite laminates / K. Steiner, R. Eduljee, X. Huang, J.G. Jr // Compos Sci Technol. – 1995. – Vol. 53. – P 193–198.

3. 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

4. Bouazzaoui R.E., Baste S., Camus G. Development of damage in a 2D woven C/SiC composite under mechanical loading: II. Ultrasonic characterization // Compos Sci Technol. – 1996. – Vol. 56, № 12. –P. 1373–1382.

Вычислительный метод моделирования полимерной матрицы, модифицированной ОУНТ

Ковтунов С.С.¹, Клыков П.П.¹, Дубинец А.О.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Упругомеханические характеристики эпоксидных нанокompозитов, модифицированных одностенными углеродными нанотрубками (ОУНТ), широко обсуждаются в литературе. Это исследование основано на методе конечных элементов (МКЭ) и методе репрезентативных объемных элементов (ПЭО). В данной работе оценивается влияние различных степеней кривизны ОУНТ на осевой модуль упругости при сжатии системы эпоксидная матрица – ОУНТ. Изогнутая нанотрубка представлена в виде синусоиды с различным углом кривизны. В статье анализируются 2 модели: в первой нанотрубка достигает границы элементарной ячейки (длинная), а во второй ОУНТ вписан в нее (короткая). Данная работа полезна для всестороннего понимания влияния кривизны ОУНТ на осевой модуль упругости при сжатии. При подготовке расчетных моделей и их анализа использована информация со следующих литературных источников [1-15].

В связи с тем, что в модели № 1 используется бесконечно длинный CNT, в отличие от короткого и не выходящего за границы модели № 2, эффективный модуль упругости при сжатии системы будет выше из-за того, что вместо хрупкой эпоксидной матрицы большая часть напряжений поглощается нанотрубкой без растрескивания самого полимера до критических напряжений, что, увы, нехарактерно для модели с коротким ОУНТ полностью вписан в объем полимера и не выходит за границы ПЭО, где, прежде чем УНТ начнет воспринимать основные напряжения под воздействием сил сжатия, хрупкая эпоксидная матрица будет воспринимать напряжения, что, как правило, указывает на значительное ухудшение как упругих характеристик системы, так и предельной прочности. Что также ставит под сомнение использование моделей бесконечно длинных нанотрубок для прогнозирования эффективных упругих свойств системы.

В работе также оценивается кривизна углеродных нанотрубок.

Различие модуля упругости при сжатии между идеализированной нанотрубкой и изогнутой (10°) составляет 5,94%. А в модели № 2 разница между прямолинейной нанотрубкой и учетом кривизны в 10 градусов оказалась еще больше, а именно 13,7%. Согласно графикам зависимости напряжения от деформации и диаграммам модуля сжатия, можно видеть, что перепад модуля между двумя близкими углами также больше для модели № 2, что указывает на необходимость учитывать волнообразность ОУНТ как в теоретических расчетах, так и при построении моделей для конечно-элементного анализа.

Литература

1. Iijima, S. Helical microtubules of graphitic carbon. *Nature*, Vol. 354, 1991, pp. 56–58.
2. Chamis, C. C. Mechanics of composite materials: past, present, and future. *Journal of Composites, Technology and Research*, Vol. 11, 1989, pp. 3–14.
3. G.I. Giannopoulos b , S.K. Georgantzinou a , N.K. Anifantis. A semi-continuum finite element approach to evaluate the Young's modulus of single-walled carbon nanotube reinforced composites. *Composites: Part B* Vol.41, 2010, pp. 594–601.
4. Alian, A. R., S. I. Kundalwal, and S. A. Meguid. Multiscale modeling of carbon nanotube epoxycomposites. *Polymer*, Vol. 70, 2015, pp. 149–160.
5. Griebel, M. and J. Hamaekers. Molecular dynamics simulations of the elastic moduli of polymer-carbon nanotube composites. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 193, 2004, pp. 1773–1788.
6. Li, C. and T. W. Chou. A structural mechanics approach for the analysis of carbon nanotubes. *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 40, 2003, pp. 2487–2499.
7. Malagu, M., M. Goudarzi, A. Lyulin, E. Benvenuti, and A. Simone. Diameter-dependent elastic properties of carbon nanotube polymer composites. *Composites Part B: Engineering*, Vol. 131, 2017, pp. 260–281.
8. Arash, B., Wang, Q., & Varadan, V. K. Mechanical properties of carbon nanotube/polymer composites. *Scientific Reports*, 4(1), 2014 doi:10.1038.
9. Chunyu Li, Tsu-Wei Chou, Multiscale modeling of compressive behavior of carbon nanotube/polymer composites. *Composites Science and Technology* Vol.66, 2006, pp. 2409–2414.
10. Moones Rahmandoust, Andreas Öchsner. On Finite Element Modeling of Single- and Multi-Walled Carbon Nanotubes. *Journal of Nanoscience and Nanotechnology* Vol. 12, 2012, pp. 8129–8136.
11. Unnati A. Joshia, Satish C. Sharmab , S.P. Harsha. Characterizing the strength and elasticity deviation in defective CNT reinforced composites. *Composites Communications* Vol.2, 2016, pp. 9–14.
12. Fisher, F. T., R. D. Bradshaw, and L. C. Brinson. Effects of nanotube waviness

on the modulus of nanotube-reinforced polymers. *Applied Physics Letters*, Vol. 80, 2002, pp. 4647–4649.

13. Soden PD, Hinton MJ, Kaddour AS. Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fibre-reinforced composite laminates. *Composites Science and Technology* Vol.58(7), 2004, pp.1011–1022.

14. Małgorzata Chwał, Aleksander Muc. FEM micromechanical modeling of nanocomposites with carbon nanotubes. *Reviews on Advanced Materials Science* Vol.60, 2021, pp.342–351.

15. Abaqus 2018 Analysis User's Guide, Book Abaqus 2018 Analysis User's Guide, Editor Simulia (2018).

Computational method of modeling the polymer matrix modified SWCNT

Kovtunov S.S.¹, Klykov P.P.¹, Dubinets A.O.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Elastic mechanical characteristics of epoxine nanocomposites modified with single-walled carbon nanotubes (SWCNT) are widely discussed in the literature. This study is based on the finite element method (FEM) and the Representative Volume Elements (RVE) method. In this article, the influence of different degrees of curvature of SWCNT on the axial modulus of elasticity under compression of the epoxy matrix – SWCNT system is estimated. A curved nanotube is represented as a sinusoid with a different angle of curvature. The paper analyzes 2 models: in the first, the nanotube reaches the boundary of the unit cell (long), and in the second, the SWCNT is inscribed into it (short). This article is useful for a comprehensive understanding of the effect of the curvature of SWCNT on the axial modulus of elasticity in compression. In the preparation of computational models and their analysis, information from the following literary sources was used [1-15].

Due to the fact that in model 1 an infinitely long CNT is used, in contrast to the short and not exceeding the boundaries of model No. 2, the effective modulus of elasticity during compression of the system will be higher due to the fact that instead of a brittle epoxy matrix, a large some of the stresses are absorbed by the nanotube without cracking the polymer itself to critical stresses, which, alas, is uncharacteristic for a model with a short SWCNT completely inscribed in the volume of the polymer and does not go beyond the boundaries of the RVE, where, before the CNT begins to perceive the main stresses under the influence of compression forces, a brittle epoxy matrix will perceive stresses, which generally indicates a significant deterioration in both the elastic characteristics of the system and the ultimate strength properties. Which also casts doubt on the use of infinitely long nanotube models to predict the effective elastic properties of the system.

The curvature of carbon nanotubes of different curvature of the sinusoid is also estimated in the work.

As you can see the results of calculations of model No. 1, the difference between an idealized nanotube and a curved (10°) is 5.94%. And in model No. 2, the difference between a rectilinear nanotube and taking into account the curvature of 10 degrees turned out to be even greater, namely 13.7%. According to the stress-strain dependence graphs and compression modulus diagrams, it can be seen that the modulus drop between the two near angles is also greater for model No. 2, which indicates the need to take into account SWCNT undulations, both in theoretical calculations and in the construction of models for finite element analysis.

References

1. Iijima, S. Helical microtubules of graphitic carbon. *Nature*, Vol. 354, 1991, pp. 56–58.

2. Chamis, C. C. Mechanics of composite materials: past, present, and future. *Journal of Composites, Technology and Research*, Vol. 11, 1989, pp. 3–14.

3. G.I. Giannopoulos^b, S.K. Georgantzinou^a, N.K. Anifantis. A semi-continuum finite element approach to evaluate the Young's modulus of single-walled carbon nanotube reinforced composites. *Composites: Part B* Vol.41, 2010, pp. 594–601.
4. Alian, A. R., S. I. Kundalwal, and S. A. Meguid. Multiscale modeling of carbon nanotube epoxy composites. *Polymer*, Vol. 70, 2015, pp. 149–160.
5. Griebel, M. and J. Hamaekers. Molecular dynamics simulations of the elastic moduli of polymer–carbon nanotube composites. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 193, 2004, pp. 1773–1788.
6. Li, C. and T. W. Chou. A structural mechanics approach for the analysis of carbon nanotubes. *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 40, 2003, pp. 2487–2499.
7. Malagu, M., M. Goudarzi, A. Lyulin, E. Benvenuti, and A. Simone. Diameter-dependent elastic properties of carbon nanotube polymer composites. *Composites Part B: Engineering*, Vol. 131, 2017, pp. 260–281.
8. Arash, B., Wang, Q., & Varadan, V. K. Mechanical properties of carbon nanotube/polymer composites. *Scientific Reports*, 4(1), 2014 doi:10.1038.
9. Chunyu Li, Tsu-Wei Chou, Multiscale modeling of compressive behavior of carbon nanotube/polymer composites. *Composites Science and Technology* Vol.66, 2006, pp. 2409–2414.
10. Moones Rahmandoust, Andreas Öchsner. On Finite Element Modeling of Single- and Multi-Walled Carbon Nanotubes. *Journal of Nanoscience and Nanotechnology* Vol. 12, 2012, pp. 8129–8136.
11. Unnati A. Joshia, Satish C. Sharmab, S.P. Harsha. Characterizing the strength and elasticity deviation in defective CNT reinforced composites. *Composites Communications* Vol.2, 2016, pp. 9–14.
12. Fisher, F. T., R. D. Bradshaw, and L. C. Brinson. Effects of nanotube waviness on the modulus of nanotube-reinforced polymers. *Applied Physics Letters*, Vol. 80, 2002, pp. 4647–4649.
13. Soden PD, Hinton MJ, Kaddour AS. Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fibre-reinforced composite laminates. *Composites Science and Technology* Vol.58(7), 2004, pp.1011–1022.
14. Małgorzata Chwał, Aleksander Muc. FEM micromechanical modeling of nanocomposites with carbon nanotubes. *Reviews on Advanced Materials Science* Vol.60, 2021, pp.342–351.
15. Abaqus 2018 Analysis User's Guide, Book Abaqus 2018 Analysis User's Guide, Editor Simulia (2018).

**Метод выбора материала для проектирования лопаток двигателей
воздушных судов**

Ходина А.С.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Совершенствование воздушных судов, увеличение скорости и высоты полета, грузоподъемности и экономичности во многом зависит от основных показателей двигателей [1]. Техническое развитие авиационных двигателей предопределяет завоевание авиацией новых показателей и областей применения [2]. Прочностные характеристики рабочих лопаток имеют принципиальное значение, их повреждение может привести к разрушению двигателя и катастрофе [3].

В настоящем докладе представлен анализ результата расчета методом конечных элементов упрощенной модели рабочей лопатки двигателя под действием ударной нагрузки. Исследовательская работа производилась в программном комплексе Abaqus. Верхний слой взлетно-посадочной полосы часто выполняется из бетона марки М500.

Во время посадки может возникнуть ситуация попадания обломка покрытия в рабочую часть двигателя и соответствующего повреждения рабочей лопатки. Лопатки являются одними из самых тяжело нагруженных элементов двигателя, вследствие чего расчет на воздействие ударных нагрузок является критически важным. Поэтому в качестве модели ударного элемента использовался твердотельный элемент, выполненный из бетона данной марки, а скорость ударного элемента выбрана равной предполагаемой скорости посадки.

Приведенный результат исследовательской работы иллюстрирует следующее:

- данная упрощенная конечно-элементная модель рабочей лопатки двигателя позволяет смоделировать процесс попадания частиц покрытия взлетно-посадочной полосы в рабочую часть двигателя;
- реализация расчета для проверки ударной прочности на упрощенной модели рабочей лопатки двигателя облегчает и ускоряет выбор материала благодаря тому, что появляется возможность сразу исключить материалы с неподходящими характеристиками;
- простота выполнения расчетов позволяет минимизировать временные и денежные издержки при проектировании новых двигателей.

Литература

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н. Теория авиационных двигателей. Часть 1. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. 366 с.
2. Деменченков В.П. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Машиностроение, 1979. 218 с.
3. Машонин О.Ф., Чичиков Б.А. Рабочие лопатки авиационных ГТД: конструкция, прочность, эксплуатация. М: МГТУ ГА, 2017. 80 с.

Method of material selection for the design of aircraft engine blades

Khodina A.S.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

The improvement of aircraft, the increase in flight speed and altitude, load capacity and efficiency largely depends on the main characteristics of engines [1]. The technical development of aircraft engines determines the conquest by aviation of new characteristics and application areas [2]. The strength characteristics of the working blades are fundamentally important, their breakage can lead to the destruction of the engine and air crash [3].

This report presents an analysis of the calculation result by the finite element method of a simplified model of the working blade of the engine under the impact load. The research work was carried out in the Abaqus software package. The upper layer of the runway (a certain rectangular section of a land airfield prepared for the landing and take-off of aircraft) is often made of M500 (B40) grade concrete. During landing, a situation of a coating fragment falling into the working part of the engine and corresponding damage to the working blade could appear. The blades are the most heavily loaded elements, as a result of which the calculation of the impact of shock loads is critically important. Therefore, a solid-state element made of concrete of this brand was used as a model of the impactor, and the velocity of the element was chosen equal to the estimated landing speed.

The given result of the research work illustrates the following:

- this simplified finite element model of the working blade of the engine allows you to simulate the process of ingress of runway coating particles into the working part of the engine;
- the implementation of the calculation for testing the impact strength on a simplified model of the working blade of the engine facilitates and reduces time needed for the choice of material due to the fact that it becomes possible to quickly exclude materials with unsuitable characteristics;

- the speed of calculations allows you to minimize time and money costs when designing new engines.

References:

1. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovsky V.N. Theory of aircraft engines. Part 1. VVIA named after prof. N.E. Zhukovsky, 2005. 366 p.

2. Demenchenok V.P. Theory of two-circuit turbojet engines. Mechanical engineering, 1979. 218 p.

3. Mashonin O.F., Chichikov B.A. Working blades of aviation gas turbine engines: design, strength, operation. M: MSTU GA, 2017. 80 p.

Моделирование динамических воздействий на элементы конструкции из полимерных композитов при наличии дефектов произвольной конфигурации

Медведский А.Л.¹, Мартиросов М.И.^{2,3}, Хомченко А.В.^{2,3}, Дедова Д.В.³

¹ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

²МАИ, г. Москва, Россия

³Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

В настоящем докладе рассматриваются следующие элементы конструкции, изготовленные из полимерных композиционных материалов (ПКМ): пластина, цилиндрическая панель, цилиндрическая оболочка. Панель и оболочка исследуются как с подкреплениями, так и без них. В качестве подкрепляющих элементов используются стрингеры Т-образного сечения, шпангоуты с поперечным сечением типа швеллер также выполнены из ПКМ. Схема укладки монослоёв элементов конструкций – смешанная, сбалансированная и симметричная с использованием укладок 0° , $\pm 45^\circ$, 90° , число монослоёв в композитном пакете (КП) варьируется. Элементы конструкции изготовлены из углепластиков на основе препрегов из углеленты HexPly M21/34%/UD194/IMA и углеткани HexPly M21/40%/285T2/AS4C и других.

Дефекты – межслоевые множественные расслоения круговой, эллиптической и произвольной конфигурации (граница полигональной формы), могут иметь место и отслоения подкрепляющих элементов от обшивки. В качестве внешних динамических воздействий рассматриваются:

- а) поля давлений различного типа распределения по поверхности;
- б) действие взрывной сферической волны (модель Kingery-Bulmash);
- в) ударные воздействия абсолютно жёсткого ударника полусферической формы; ударника в форме прямоугольного параллелепипеда из гиперупругого материала, имитирующего фрагмент авиационной шины; ударника шарообразной формы, имитирующего попадание града.

Для решения задач применяется метод конечных элементов (МКЭ) с использованием явного метода интегрирования уравнений движения в программном комплексе LS-DYNA. В результате численного решения определяются поля перемещений, напряжений и деформаций в слоях элементов конструкций при наличии и отсутствии дефектов для различных моментов времени. Вычисляется распределение поля давления, действующего на внешнюю поверхность при взрывном воздействии, строятся графики зависимости давления от времени в характерных точках. Оценивается влияние дефектов на прочность по критериям разрушения для ПКМ: Hashin, Chang-Chang, Puck, LaRC (Langley Research Center). Определяется изменение площади расслоения между монослоями обшивки и между подкрепляющими элементами и обшивкой.

Разработанная методика позволяет учитывать влияние на прочность множественных дефектов (типа расслоений) произвольной конфигурации в тонкостенных элементах конструкций, выполненных из ПКМ, при действии динамических нагрузок различного характера. В рамках проведённых исследований

разработана программа для автоматизированного создания конечно-элементных моделей оболочек и панелей с подкреплениями и без них, а также пластин при наличии дефектов различной формы, размеров и расположения в многослойном КП.

Modeling of dynamic effects on structural elements made of polymer composites in the presence of defects of arbitrary configuration

Medvedsky A.L.¹, Martirosov M.I.^{2,3}, Khomchenko A.V.^{2,3}, Dedova D.V.³

¹ TsAGI, Zhukovsky, Russia

² MAI, Moscow, Russia

³ Irkut Corporation, Moscow, Russia

The following structural elements made of polymer composite materials (PCM) are considered in this report: a plate, a cylindrical panel, and a cylindrical shell. The panel and shell are investigated both with and without reinforcements. T-section stringers are used as reinforcing elements; channel-type cross-section members are also made of PCM. The stacking pattern of the structural elements monolayers is mixed, balanced and symmetrical, using 0°, ±45°, 90° stacks, the number of monolayers in the composite package (CP) varies. Structural elements are made of carbon plastics on the basis of prepregs from HexPly M21/34%/UD194/IMA carbon fiber and HexPly M21/40%/285T2/AS4C carbon fiber and others.

Defects are interlayer multiple delaminations of circular, elliptical and arbitrary configuration (polygonal border), there can also be detachments of reinforcing elements from the cladding. External dynamic influences are considered as:

- a) Pressure fields of various types of surface distribution;
- b) The action of a spherical blast wave (Kingery-Bulmash model)
- c) the effects of an absolutely rigid hemispherical shock absorber; a rectangular parallelepiped-shaped shock absorber made of hyperelastic material simulating an aircraft tire fragment; a ball-shaped shock absorber simulating a hail impact.

The finite element method (FEM) using the explicit method of integration of equations of motion in the LS-DYNA software package is used for solving the problems. As a result of a numerical solution, the fields of displacements, stresses and strains in the layers of structural elements in the presence and absence of defects are determined for various moments of time. The distribution of the pressure field acting on the external surface under explosive action is calculated, and the pressure-time diagrams at characteristic points are plotted. The influence of defects on the strength is evaluated according to the fracture criteria for PCM: Hashin, Chang-Chang, Puck, LaRC (Langley Research Center). Changes in the area of delamination between the monolayers of the cladding and between the reinforcing elements and the cladding are determined.

The developed technique allows taking into account the effect of multiple defects (type of delamination) of arbitrary configuration in thin-walled structural elements made of PCM under the action of dynamic loads of different nature on the strength. Within the framework of the conducted researches, a program was developed for automated creation of finite-element models of shells and panels with and without reinforcements, as well as plates in the presence of defects of various shapes, sizes and location in a multilayer PC.

Моделирование начального зазора для анализа процесса сборки крыла

Зайцева Н.И.¹, Лупуляк С.В.¹, Шиндер Ю.К.¹

¹ Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
г. Санкт-Петербург, Россия

Крыло самолета представляет собой сложную конструкцию, состоящую из множества состыкованных деталей. Для получения качественного соединения

требуется несколько специальных шагов крепления. Из-за неизбежной изменчивости форм деталей в процессе соединения могут возникать различные отклонения, в том числе несведенные зазоры между деталями, что может отрицательно сказаться на качестве дальнейшей сборки. При разработке процесса сборки влияние этих отклонений можно учесть, задавая начальный зазор между деталями. Этот зазор определяется как расстояние между частями до установки крепежей и отражает влияние случайных отклонений на процессе сборки.

Существует методика анализа процесса сборки летательных аппаратов, основанная на решении большого количества контактных задач, моделирующих процесс сборки с различными начальными зазорами [1]. Статистический анализ полученных результатов позволяет прогнозировать качество контакта для анализируемого процесса сборки. Однако для этой методики требуется модель начального зазора, поскольку для анализа необходим большой набор сгенерированных начальных зазоров.

Один из методов моделирования начального зазора основан на разложении по формам собственных колебаний деталей, когда зазор представляет собой сумму ортонормированных форм со случайными коэффициентами. Этот метод показал свою эффективность даже в случае небольшого набора измерений начального зазора [2]. Представленная статья продолжает исследование применимости этого метода в случае отсутствия измерений начального зазора. Для такого случая разрабатывается построение модели на основе измерений конечного зазора между деталями уже после закрепления на сборочном стапеле и установки некоторого количества крепежей. Моделирование включает в себя построение набора ортонормированных базисных функций и оценку параметров модели на основе измерений конечного зазора.

Сборка крыла используется в данной статье как пример анализируемого процесса сборки, для которого доступны только измерения конечного зазора. На этом примере исследуется эффективность разработанного метода моделирования начального зазора. Исследование показывает, что достаточно сложно оценить параметры модели из-за нелинейной связи между начальным и конечным зазорами. Однако построенную модель можно использовать при анализе и оптимизации процесса сборки в качестве источника для генерации начальных зазоров.

Литература

1. Lupuleac, S., Zaitseva, N., Stefanova, M., Berezin, S., Shinder, J., Petukhova, M., Bonhomme, E. Simulation of the Wing-To-Fuselage Assembly Process // ASME. J. Manuf. Sci. Eng. 2019. Vol.141, No. 6. P. 061000–061009.

2. Zaitseva, N., Lupuleac, S., Khashba, V., Shinder, J., Bonhomme, E.: Ap-proaches to initial gap modeling in final aircraft assembly simulation. ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, vol. 2B (2020).

Initial Gap Modeling for Wing Assembly Analysis

Zaitseva N.¹, Lupuleac S.¹, Shinder J.¹

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg, Russia

The aircraft wing is a complex structure consisting of many joined components. It is required several special fastening steps to obtain high-quality joining. Because of the inevitable variability of the component shapes, different deviations may occur in the joining process including unreduced gaps between parts which can negatively affect the quality of further assembly. When developing the assembly process, the influence of these deviations can be taken into account by considering the initial gap between the parts. This gap is defined as the distance between parts before the installation of fasteners and represents the influence of random deviations on the assembly process.

There is a methodology of variation analysis for aircraft assembly based on solving a large number of contact problems that simulate the assembly process with different initial gaps [1]. Statistical analysis of the obtained results allows one to predict the quality of contact for the analyzed assembly process. However, for this methodology, a model of the initial gap is required as it is necessary to generate the large set of artificial initial gaps.

One of the initial gap modeling methods is based on the mode shapes decomposition when the gap represents a sum of orthonormal mode shapes of the parts with random coefficients. This method showed its effectiveness even in the case of a small set of initial gap measurements [2]. Presented article continues explores the applicability of this method in the case when there are no available measurements of the initial gap. For such a case, a methodology for initial gap modelling is modified. This methodology includes constructing a set of orthonormal basis functions and estimating the model parameters based of the residual gap measurements.

The wing assembly process is used in this paper as an application example. For this case the effectiveness of the initial gap modeling based on residual gap measurements is studied. The study shows that it is hard to estimate the model parameters due to the complexity and non-linearity of the relationship between initial and residual gaps. However, it is possible to build a model that can be used in variation analysis and optimization of the assembly process as a source of artificial initial gaps.

References

1. Lupuleac, S., Zaitseva, N., Stefanova, M., Berezin, S., Shinder, J., Petukhova, M., Bonhomme, E. Simulation of the Wing-To-Fuselage Assembly Process // ASME. J. Manuf. Sci. Eng. 2019. Vol.141, No. 6. P. 061000–061009.

2. Zaitseva, N., Lupuleac, S., Khashba, V., Shinder, J., Bonhomme, E.: Ap-proaches to initial gap modeling in final aircraft assembly simulation. ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, vol. 2B (2020).

Численное исследование композитных панелей крыла больших толщин при потере устойчивости при сжатии и сдвиге

Митрофанов О.В.¹, Больших А.А.¹, Шелков К.А.¹, Род О.А.¹, Боровков Д.К.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

За последние несколько десятилетий авиационная промышленность расширила использование композитных материалов в конструкции гражданских транспортных самолетов, в настоящее время включающей использование передовых полимерных композиционных материалов в большинстве агрегатов летательного аппарата, включая силовые элементы, такие как кессон крыла и оперения [1]. В современных гражданских широкофюзеляжных самолетах, таких как Boeing 787, Boeing 777, Airbus A350 и российско-китайский CR929 процент использования композитных материалов достигает 55%.

В широкофюзеляжных самолетах толщины обшивки кессона крыла могут достигать 20-24 мм. Стандартные подходы к расчетам на потерю устойчивости композитных панелей основываются на линейной теории Кирхгофа-Лява, в которой учитываются только компоненты тензора напряжений в плоскости слоя [2]. Данный подход хорошо себя реализовал при расчетах тонких композитных панелей, однако при расчетах на потерю устойчивости пластин большой толщины данная теория не применима, т.к. у панелей больших толщин имеют место быть деформации в направлении из полкости слоя, что существенно влияет на характер и значения критических потоков при потере устойчивости.

В данной работе проведено численное исследование композитных панелей крыла больших толщин при потере устойчивости при сжатии и сдвиге. Для

определения критических усилий, при которых панель теряет устойчивость авторами работы использовался подход численного моделирования с помощью метода конечных элементов (МКЭ). Для этого были построены модели панелей обшивок с ортотропной укладкой с применением подхода послойного моделирования, научной новизной предложенной математической модели полимерного композиционного материала (ПКМ) является добавление пользовательского критерия прочности монослоя для объемных конечных элементов (КЭ), учитывающих направление из плоскости слоя [3].

После валидации расчетных моделей авторы провели серию виртуальных испытаний с граничными условиями панели, соответствующими таковым обшивкам кессона крыла [4], для панелей с диапазоном толщин от 3 мм до 24 мм с шагом 2 мм. На основе полученных данных эмпирическим путем было получено аналитическое соотношение для оценки потери устойчивости композитных панелей больших толщин при сжатии и сдвиге.

Практическая значимость рассмотренной задачи заключается в возможности использования аналитических соотношений для оценки потери устойчивости в панелях больших толщин из композитных материалов при сжатии и сдвиге при проектировании кессонов широкофюзеляжных самолетов.

Следующим этапом научной работы авторы планируют провести параметрический анализ и исследовать зависимость полученных коэффициентов в зависимости от укладки и свойств композиционного материала.

Литература

1. Pogosyan, M.; Nazarov, E.; Bolshikh, A.; Korolskii, V.; Turbin, N.; Shramko, K. Aircraft composite structures integrated approach: a review, J. of Physics: Conference Series., 2020, 1925. DOI 10.1088/1742-6596/1925/1/0/012005.

2. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.

3. O. Falcó, R.L. Ávila, B. Tijs, C.S. Lopes. Modelling and simulation methodology for unidirectional composite laminates in a Virtual Test Lab framework, Composite Structures, Volume 190, 2018, Pages 137-159.

Митрофанов О.В.. Оценка несущей способности при закритическом поведении композитных панелей с несимметричной структурой при сдвиге с учетом начальной погиби от сжатия, Естественные и технические науки, № 3(129), сс. 190-193, 2019.

Numerical investigation of the composite wing panels of large thickness in buckling under compression and shear

Mitrofanov O.V.¹, Bolshikh A.A.¹, Shelkov K.A.¹, Rod O.A.¹, Borovkov D.K.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Over the past few decades, the aviation industry has expanded the use of composite materials in the construction of civil transport aircraft, now including the use of advanced polymer composite materials in most aircraft components, including load-bearing elements such as the wing box and empennage [1]. In modern civil wide-body aircraft, such as the Boeing 787, Boeing 777, Airbus A350 and the Chinese-Russian CR929, the percentage of composite materials used reaches 55%.

In wide-body aircraft, the thickness of the wing box skin can reach 20-24 mm. Standard approaches to buckling calculations for composite panels are based on the linear Kirchhoff-Love theory, which takes into account only the components of the stress tensor in the plane of the layer [2]. This approach has been well implemented in the calculations of thin composite panels, however, this theory is not applicable when calculating the buckling of thick plates, because for panels of large thicknesses, there are deformations in the thickness direction, which significantly affects the nature and magnitudes of critical flows during buckling.

In this work, a numerical study of composite wing panels of large thicknesses with buckling in compression and shear is carried out. To determine the critical forces at which the panel buckles, the authors of the work used the numerical modeling approach using the finite element method (FEM). For this purpose, models of skin panels with orthotropic lay-up were made using the layer-by-layer modeling approach, the scientific novelty of the proposed mathematical model of a polymer composite material (PCM) is the addition of a custom monolayer strength criterion for volumetric finite elements (FE), taking into account the out of the layer plane direction [3].

After validating the calculation models, the authors conducted a series of virtual tests with panel boundary conditions corresponding to those of the wing box skins [4] Tests of panels with a thickness in a range from 3 mm to 24 mm with a step of 2 mm were made. Based on the data obtained, an analytical relationship was obtained empirically to assess the buckling of composite panels of large thicknesses under compression and shear.

The practical significance of the considered problem lies in the possibility of using analytical relationships to assess the buckling in large-thickness panels made of composite materials under compression and shear when designing wide-body aircraft wing box.

The next step is conduction of a parametric analysis and investigation of the the obtained coefficients dependence on the lay-up and composite material properties.

References:

1. Pogosyan, M.; Nazarov, E.; Bolshikh, A.; Korolskii, V.; Turbin, N.; Shramko, K. Aircraft composite structures integrated approach: a review, J. of Physics: Conference Series., 2020, 1925. DOI 10.1088/1742-6596/1925/1/0/012005.
2. Vasilev V.V. Mehanika konstrukcij iz kompozicionnyh materialov. – M.: Mashinostroenie, 1988. – 272 p.
3. O. Falcó, R.L. Ávila, B. Tijss, C.S. Lopes. Modelling and simulation methodology for unidirectional composite laminates in a Virtual Test Lab framework, Composite Structures, Volume 190, 2018, Pages 137-159.
4. O. V. Mitrofanov. Assessment of the load-bearing capacity in the supercritical behavior of composite panels with an asymmetric structure during shear, taking into account the initial loss from compression, Natural and technical sciences, № 3(129), pp. 190-193, 2019.

Квантовохимическое моделирование для технологий производства

высокопрочных волокон зилона

Бакулин В.Н.¹, Данилин А.Н.¹, Карнет Ю.Н.¹, Никитин С.М.^{1,2}, Фельдштейн В.А.³

¹ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия

²НИИЯФ МГУ, г. Москва, Россия

³ЦНИИмаш, г. Королёв, Россия

Перспективы создания современных транспортных систем связаны с разработками и использованием высокопрочных термостойких композиционных материалов (КМ) [1–3].

В работах [4, 5] предложен метод прогнозирования долговечности композита на основе кинетической теории. В настоящей работе исследуется геометрия и конформационные переходы полимерной цепи зилона – сверхвысокопрочного материала для технологий производства новых КМ. Зилон (в виде волокон и нитей) имеет прочность на разрыв в 1,6 раза больше, чем у кевлара, обладает высокой термостойкостью. По сопротивлению на разрыв нити из зилона почти вдвое прочней стали и в 5 раз легче [6].

В настоящее время одним из перспективных методов теоретического предсказания прочности материалов является квантовохимическое моделирование [7].

На основе этого метода исследован процесс растяжения модели полимера виртуальным деформированием с оптимизацией растянутой структуры по энергии.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 22-19-00678.

Литература

1. Bakulin V.N., Kaverov A.T., Kazakov M.E. et al. Holographic and finite element study of reinforcing components with a matrix. V5. Fibre Science and Technology. Editor: V.I. Kostikov. Soviet Advanced Composites Technology Series. Series editors: J.N. Fridlyander, Academician of Russian Academy of Sciences, Russia, I.H. Marshall, University of Paisley, Paisley, UK, London, Chapman & Hall. 1995. 694 p.

2. Бакулин В.Н., Грибанов В.М., Острик А.В. et al. Методы оптимального проектирования и расчета композиционных конструкций. В 2 т. Т.2. Механическое действие рентгеновского излучения на тонкостенные композитные конструкции. М.: Наука-Физматлит, 2008. 256 с.

3. Бакулин В.Н. Острик А.В. Комплексное действие излучений и частиц на тонкостенные конструкции с гетерогенными покрытиями. М.: Физматлит, 2015. 280 с.

4. Gusev E.L., Bakulin V.N. Application of Modern Provisions of the Kinetic Theory of Strength for the Development of Generalized Models of Durability of Composites. Springer Aerospace Technology book series (SAT). Recent Developments in High-Speed Transport. P.219-227.

5. Gusev E.L. Bakulin V.N. Generalized durability models and their application to solving problems on predicting the defining characteristics of composites. Mechanics of Composite Materials. 2022. Vol. 58, No. 3. P.355-364.

6. ZYLON® (PBO fiber). Technical Information: <https://www.toyobo-global.com/seihin/kc/pbo/zylon-p/bussei-p/technical.pdf>

7. Karnet Y.N., Nikitin S.M., Nikitina E.A., Yanovskii Yu.G. Computer simulation of mechanical properties of carbon nanostructures. Mechanics of Solids. 2010. Vol. 45, No. 4. P.595-609.

Quantum-chemical simulation for production technologies of high-strength Zylon fibers

Bakulin V.N.¹, Danilin A.N.¹, Karnet Y.N.¹, Nikitin S.M.^{1,2}, Feldstein V.A.³

¹Institute of Applied Mechanics, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

²Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Moscow State University, Moscow, Russia

³JSC "Central Research Institute for Machine Building", Korolev, Russia

Prospects for the creation of modern transport systems are associated with the development and use of high-strength heat-resistant composite materials (CM) [1-3].

In [4, 5], a method for predicting the durability of a composite based on the kinetic theory was proposed. In this work, we study the geometry and conformational transitions of the polymer chain of Zylon, an ultrahigh-strength material for technologies for the production of new composite materials. Zylon (in the form of fibers and threads) has a tensile strength 1,6 times greater than that of Kevlar, and has high heat resistance. In terms of tensile strength, Zylon thread is almost twice as strong as steel and five times lighter than steel [6].

At present, one of the promising methods for theoretical prediction of the strength of materials is quantum chemical modeling [7]. Based on this method, the process of stretching a polymer model by virtual deformation with energy optimization of the stretched structure was studied.

This work was supported by the Russian Science Foundation grant No. 22-19-00678.

References:

1. Bakulin V.N., Kaverov A.T., Kazakov M.E. et al. Holographic and finite element study of reinforcing components with a matrix. V5. Fibre Science and Technology. Editor: V.I. Kostikov. Soviet Advanced Composites Technology Series. Series editors: J.N.

Fridlyander, Academician of Russian Academy of Sciences, Russia, I.H. Marshall, University of Paisley, Paisley, UK, London, Chapman & Hall. 1995. 694 p.

2. Bakulin V.N., Gribanov V.M., Ostriuk A.V. et al. Methods of optimal design and calculation of composite structures. In 2 vols. T.2. Mechanical action of X-ray radiation on thin-walled composite structures. M.: Nauka-Fizmatlit, 2008. 256 p.

3. Bakulin V.N. Ostriuk A.V. Complex effect of radiation and particles on thin-walled structures with heterogeneous coatings. Moscow: Fizmatlit, 2015. 280 p.

4. Gusev E.L., Bakulin V.N. Application of Modern Provisions of the Kinetic Theory of Strength for the Development of Generalized Models of Durability of Composites. Springer Aerospace Technology book series (SAT). Recent Developments in High-Speed Transport. P.219-227.

5. Gusev E.L., Bakulin V. N. Generalized durability models and their application to solving problems on predicting the defining characteristics of composites. Mechanics of Composite Materials. 2022. Vol. 58, No. 3. P.355-364.

6. ZYLON® (PBO fiber). Technical Information: <https://www.toyobo-global.com/seihin/kc/pbo/zylon-p/bussei-p/technical.pdf>

7. Karnet Y.N., Nikitin S.M., Nikitina E.A., Yanovskii Yu.G. Computer simulation of mechanical properties of carbon nanostructures. Mechanics of Solids. 2010. Vol. 45, No. 4. P.595-609.

Проектирование несущих панелей анизотропной структуры кессона крыла с учетом обеспечения прочности при геометрически нелинейном поведении и условии жесткого опирания

Митрофанов О.В.¹, Шкурин М.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

При создании несущих композитных панелей крыла обратной стреловидности самолета малой авиации при нагрузках близких к расчетному уровню допускается начальный этап геометрически нелинейного поведения. В работе рассмотрена задача определения минимальной толщины несущих панелей анизотропной структуры при условии нагружения сжимающими потоками, возникающих в случае действия на крыло максимального изгибающего момента. Объектами исследования в данной работе являются анизотропные панели при условии всестороннего жесткого опирания, приведено аналитическое решение геометрически нелинейной задачи, полученное методом Бубнова - Галеркина, и предложена методика определения минимальной толщины панели с учетом использования методологии проектирования несущих панелей по закритическому состоянию [1]. Отмечено, что полученное аналитическое решение также может быть использовано для оценки геометрически нелинейного поведения поверхностных дефектов типа расслоений. Для тонких анизотропных панелей записаны аналитические выражения для вычисления мембранных напряжений, возникающих при потере устойчивости. Также отмечено, что для анизотропных панелей допустимым является начальный этап закритического поведения при нагрузках превышающих эксплуатационный уровень. Для вычисления минимальной толщины панели использовано условие достижения напряжений в монослое композитного материала предельным значениям по условиям статической прочности в потенциально – критических точках (ПКТ). Отмечено, что координаты ПКТ определяются численным образом при рассмотрении аналитической функции, указанной в выражении для напряжений. Далее задача оптимального проектирования сведена к решению уравнения относительно толщины анизотропной панели в указанных ПКТ. Отмечено, что в случае шарнирного опирания решение задачи оптимального проектирования приведено в работе [2].

Литература

1. Митрофанов О. В. Проектирование несущих панелей авиационных конструкций по закритическому состоянию. – М.: МАИ (НИУ), 2020. – 160 с. – ISBN 978-5-4316-0757-8.
2. Mitrofanov, O., Shkurin, M. Design of load-bearing anisotropic wing box panels ensuring static strength in the post-buckling state. *AS 6*, 79–84 (2023). <http://dx.doi.org/10.1007/s42401-023-00193-x>

Design of the bearing panels of the anisotropic structure of the wing caisson, taking into account the provision of strength with geometrically nonlinear behavior and the condition of rigid support

Mitrofanov O.V.¹, Shkurin M.V.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

When creating load-bearing composite panels of the reverse sweep wing of a small aircraft with loads close to the calculated level, the initial stage of geometrically nonlinear behavior is allowed. The paper considers the problem of determining the minimum thickness of the bearing panels of an anisotropic structure under the condition of loading by compressive flows arising in the case of the action of the maximum bending moment on the wing. The objects of research in this work are anisotropic panels under the condition of a comprehensive rigid support, an analytical solution of a geometrically nonlinear problem obtained by the Bubnov-Galerkin method is given, and a method for determining the minimum thickness of the panel is proposed, taking into account the use of the methodology for designing load-bearing panels according to the supercritical state [1]. It is noted that the obtained analytical solution can also be used to evaluate the geometrically nonlinear behavior of surface defects of the bundle type. For thin anisotropic panels, analytical expressions are written for calculating membrane stresses arising from loss of stability. It is also noted that for anisotropic panels, the initial stage of supercritical behavior at loads exceeding the operational level is acceptable. To calculate the minimum thickness of the panel, the condition for achieving stresses in a monolayer of composite material to the limit values under the conditions of static strength at potentially critical points (PKT) was used. It is noted that the coordinates of the PKT are determined numerically when considering the analytical function specified in the expression for stresses. Further, the optimal design problem is reduced to solving the equation with respect to the thickness of the anisotropic panel in the specified PKT. It is noted that in the case of a hinged support, the solution of the optimal design problem is given in [2].

References

1. Mitrofanov, O.V. Design of load-bearing panels of aircraft structures according to the critical state. – М.: МАИ (NRU), 2020. – 160 p. - ISBN b 978-5-4316-0757-8.
2. Mitrofanov O., Shkurin M. Design of load-bearing anisotropic panels of the wing caisson, providing static strength in the state after loss of stability. *AS 6*, 79-84 (2023). <http://dx.doi.org/10.1007/s42401-023-00193-x>

Трехслойные оболочки - перспективные элементы конструкций. Модели послойного расчета напряжённо-деформированного состояния

Бакулин В.Н.^{1,2}

¹ ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия

² МАИ, г. Москва, Россия

Перспективность трехслойных оболочек как элементов конструкций в различных областях, в т.ч. скоростном транспорте, обусловлена высокими показателями весовой эффективности, изгибной жесткости, тепловой защиты,

звукоизоляции, вибропоглощения, а также возможностью регулирования этих и др. важных характеристик [1-5]. Применение трехслойных конструкций может быть полезным в условиях возникновения бафтинга и флаттера [6-8].

В работе предложены подходы построения моделей послойного расчета напряженно-деформированного состояния трехслойных нерегулярных оболочек, в т.ч. с прямоугольными в плане вырезами [9-11].

Рассмотрены особенности построения оболочечных конечно - элементных моделей (КЭМ) на основе эффективных аппроксимирующих функций и реализации предложенных подходов в двумерных и трёхмерных оболочечных конечных элементах (КЭ) естественной кривизны. Показана эффективность предложенных подходов и двумерных и трёхмерных оболочечных КЭМ и КЭ естественной кривизны.

Рассмотрены модели и КЭ для послойного исследования напряженно-деформированного состояния трехслойных нерегулярных оболочек, в т.ч. с прямоугольными в плане вырезами, позволяющие адекватно учесть неоднородность структуры, моментное состояние несущих слоев, трехмерное напряженное состояние в слое заполнителя, а также реальные условия приложения нагрузок к отдельным слоям и разные условия закрепления слоев.

Литература

1. Bakulin, V.N., Layer-by-Layer Study of the Stress and Strain State of Sandwich Conical Aircraft Compartments with Rectangular Cutouts, Russian Aeronautics, 2022, vol. 65, No. 4, pp. 668-676
2. Bakulin V.N. Layer-by-layer stress-strain analysis of irregular sandwich shells of revolution with non-zero gaussian curvature. Mechanics of Solids 2021 Vol.56 No.7, pp. 283-294
3. Bakulin V. N. Investigation of the Influence of the Cutout Dimensions on the Stress-strain State of Three-layer Shells with Load-bearing Layers of Composite Materials // Journal of Physics: Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. 714 012002.
4. Bakulin V.N. Block Finite-Element Model of Layer-by-Layer Analysis of the Stress-Strain State of Three-Layer Generally Irregular Shells of Double-Curvature Revolution // Doklady Physics, 2019, Vol. 64, No. 1, pp. 9–13.
5. Bakulin V. N. A Model for Refined Calculation of the Stress-Strain State of Sandwich Conical Irregular Shells // Mechanics of Solids. 2019, No.5. pp. 786-796
6. Липатов И.И., Чернышев С.Л., Бакулин В.Н. Бафтинг // Инженерный журнал: наука и инновации ·2022. № 5. Раздел: Научные конференции. Международная научная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики», Москва, 7–10.12. 2021. В 2х частях. Ч. 1. С. 9-10.
7. Bakulin V. N., Nedbay A.Ya. Parametric Resonance of a Three-Layer Cylindrical Composite Shell, Supported by Longitudinal Ribs and a Cylinder, Under The Action Of A Time-Varying Axial Force // Doklady Physics. 2022. V.67. No. 7, pp. 209-214.
8. Bakulin V.N., Konopelchev M.A., Nedbai A.Ya. Panel flutter of a variable-thickness composite shell // Mechanics of composite materials. 2020 Vol. 56, No. 5. P. 1-14.
9. Bakulin V.N. Effective Model of Load-Bearing Layers for Layer-by-Layer Analysis of the Stress-Strain State of Three-Layer Cylindrical Irregular Shells of Revolution // Mechanics of Solids, 2020, Vol. 55, No. 3, pp. 557–565
10. Bakulin V.N. Block-Layer Approach For The Analysis Of The Stress-Strain State Of Three-Layer Irregular Cylindrical Shells Of Rotation // Mechanics of Solid . 2021, Vol.56 No.7, pp. 295-304
11. Bakulin V.N. Model for Analysis of the Stress-Strain State of Three-Layer Cylindrical Shells with Rectangular Cutouts // Mechanics of Solids, 2022, Vol. 57, No. 1, pp. 102-110.

Three-layer shells are perspective structural elements. Models of layer-by-layer calculation of stress-strain state.

Bakulin V.N.^{1,2}

¹Institute of Applied Mechanics of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

²MAI, Moscow, Russia

The perspectivity of three-layer shells as structural elements in various fields, including high-speed transportation, is due to their high indicators of weight efficiency, bending stiffness, thermal protection, sound insulation, vibration absorption, and the possibility of adjusting these and other important characteristics [1-5]. The use of three-layer structures can be useful in conditions of buffing and flutter [6-8].

The paper proposes approaches for building models for layer-by-layer calculation of the stress-strain state of three-layer irregular shells, including those with rectangular cutouts [9-11].

The features of construction of shell finite element models (FEM) on the basis of effective approximating functions and realization of the proposed approaches in two-dimensional and three-dimensional shell finite elements (FE) of natural curvature are considered. The effectiveness of the proposed approaches and two-dimensional and three-dimensional shell finite element models (FEMs) and natural curvature FEMs is shown.

Models and FE for layer-by-layer investigation of the stress-strain state of three-layer irregular shells, including those with rectangular cutouts, are considered, which allow to adequately take into account the inhomogeneity of the structure, the moment state of the bearing layers, the three-dimensional stress state in the filler layer, as well as the real conditions of load application to individual layers and different conditions of fixing the layers.

References

1. Bakulin, V.N., Layer-by-Layer Study of the Stress and Strain State of Sandwich Conical Aircraft Compartments with Rectangular Cutouts, Russian Aeronautics, 2022, vol. 65, No. 4, pp. 668-676
2. Bakulin V.N. Layer-by-layer stress-strain analysis of irregular sandwich shells of revolution with non-zero gaussian curvature. Mechanics of Solids 2021 Vol.56 No.7, pp. 283-294
3. Bakulin V. N. Investigation of the Influence of the Cutout Dimensions on the Stress-strain State of Three-layer Shells with Load-bearing Layers of Composite Materials // Journal of Physics: Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. 714 012002.
4. Bakulin V.N. Block Finite-Element Model of Layer-by-Layer Analysis of the Stress-Strain State of Three-Layer Generally Irregular Shells of Double-Curvature Revolution // Doklady Physics, 2019, Vol. 64, No. 1, pp. 9–13.
5. Bakulin V. N. A Model for Refined Calculation of the Stress-Strain State of Sandwich Conical Irregular Shells // Mechanics of Solids. 2019, No.5. pp. 786-796
6. Lipatov I.I., Chernyshev S.L., Bakulin V.N. Buffing // Engineering Journal: Science and Innovations -2022. № 5. Section: Scientific Conferences. International Scientific Conference "Fundamental and Applied Problems of Mechanics", Moscow, 7-10.12.2021. In 2 parts. ch. 1. pp. 9-10.
7. Bakulin V. N., Nedbay A.Ya. Parametric Resonance of a Three-Layer Cylindrical Composite Shell, Supported by Longitudinal Ribs and a Cylinder, Under The Action Of A Time-Varying Axial Force // Doklady Physics. 2022. V.67. No. 7, pp. 209-214.
8. Bakulin V.N., Konopelchev M.A., Nedbai A.Ya. Panel flutter of a variable-thickness composite shell // Mechanics of composite materials. 2020 Vol. 56, No. 5. P. 1-14.
9. Bakulin V.N. Effective Model of Load-Bearing Layers for Layer-by-Layer Analysis of the Stress-Strain State of Three-Layer Cylindrical Irregular Shells of Revolution // Mechanics of Solids, 2020, Vol. 55, No. 3, pp. 557–565

10. Bakulin V.N. Block-Layer Approach For The Analysis Of The Stress-Strain State Of Three-Layer Irregular Cylindrical Shells Of Rotation // Mechanics of Solid . 2021, Vol.56 No.7, pp. 295-304

11. Bakulin V.N. Model for Analysis of the Stress-Strain State of Three-Layer Cylindrical Shells with Rectangular Cutouts // Mechanics of Solids, 2022, Vol. 57, No. 1, pp. 102-110.

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ. ЖИЗНЕННЫЙ ЦИКЛ

TRANSPORT SYSTEMS. LIFE CYCLE

Проблемы мобильности в городах будущего

Макарова И.В.¹, Мухаметдинов Э.М.¹, Буйвол П.А.¹, Бойко А.Д.¹

¹Казанский федеральный университет, Набережные Челны, Россия

По мере роста современных городов усугубляются проблемы, создаваемые транспортной системой: пробки и заторы, трудности с мобильностью населения и логистикой товаров, загрязнение окружающей среды. К этому добавляется нехватка парковочных мест, проблемы экономического и инфраструктурного развития отдаленных районов, что является последствиями нерационального развития транспортной системы. Развитие автомобильного транспорта усиливает эти проблемы. По мнению аналитиков, решить многие из этих проблем могут автономные транспортные средства.

Автономные транспортные средства стали логическим итогом реализации направления «Интеллектуальные транспортные системы» как системной стратегии. В статье анализируются направления интеллектуализации дорожных транспортных средств. Это связано с реализацией новых парадигм в функционировании транспортной системы Умного города для решения проблем мобильности и логистики, а также сервисе транспортных средств. Динамичные интеллектуальные поездки по запросу, называемые мобильностью как услугой, предоставляют клиентам индивидуализированные услуги мобильности с учётом их потребностей и предпочтений с использованием доступных видов транспорта. В статье представлена концепция интеллектуальной службы пассажирских перевозок под названием «Социальная мобильность по запросу», которая позволяет пассажирам выбрать приемлемый вариант, используя набор опций, а также операторам оптимально распределять автомобили для разных видов путешествий, что снизит нагрузку на дорожную сеть, а также негативное воздействие на окружающую среду. Обозначены проблемы и пути повышения безопасности, надежности и устойчивости транспортной системы Умного города. Показано, что для управления надежностью подключенных транспортных средств необходимо совершенствовать фирменные системы технического обслуживания и ремонта. Описана концепция системы фирменного сервиса при переходе к принципиально новым видам транспорта, что позволит поддерживать их работоспособное состояние и повысить безопасность и устойчивость транспортной системы.

Mobility Challenges in the Cities of the Future

Makarova I.V.¹, Muchametdinov E.M.¹, Buyvol P.A.¹, Boyko A.D.¹

¹Kazan Federal University, Naberezhnye Chelny, Russia

As modern cities grow, the problems created by the transport system are exacerbated: traffic jams and congestion, difficulties with the mobility of the population and the logistics of goods, environmental pollution. Added to this is the lack of parking spaces, the problems of economic and infrastructural development of remote areas, which are the consequences of the irrational development of the transport system. The development of road transport exacerbates these problems. Analysts say, that autonomous vehicles (AVs) can solve many of these problems.

Autonomous vehicles have become a logical outcome of the "Intelligent Transport Systems" direction implementation as a system strategy. The article analyzes the directions of road vehicles intellectualization. This is due to the implementation of new paradigms in the

functioning of the Smart City transport system to solve the problems of mobility and logistics, as well as vehicle service. Dynamic and on-demand smart travel, referred to as Mobility as a Service, provides customers with personalized mobility services tailored to their needs and preferences using available transport modes. The article presents the concept of an intelligent passenger transportation service called “Social Mobility on Demand”, which allows passengers to choose an acceptable option using a set of options, as well as operators to optimally distribute cars for different travel types, which will reduce the load on the road network, as well as the negative impact on the environment. The problems and ways to improve the safety, reliability and sustainability of the Smart City transport system are outlined. It is shown that in order to manage the reliability of connected vehicles, it is necessary to improve proprietary maintenance and repair systems. The concept of a branded service system in the transition to fundamentally new modes of transport is described, which will allow maintaining their working condition and increasing the safety and stability of the transport system.

Динамика рынка премиум-перевозок и спрос на сверхзвуковые гражданские самолеты

Исаева С.Ю.¹, Шадрин Л.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен анализ премиальных (первый и бизнес классы обслуживания) перевозок в различных регионах мира, оценено влияние пандемии COVID-19 на премиальные перевозки и представлен долгосрочный прогноз спроса на сверхзвуковые самолеты в мире.

Несмотря на то, что эксплуатация сверхзвуковых самолетов была полностью прекращена, страны- мировые лидеры в области авиастроения продолжают работать над технологиями, которые позволяют создать сверхзвуковой самолет нового поколения в будущем. Это делает актуальным вопрос оценки долгосрочного спроса на перспективный пассажирский сверхзвуковой самолет.

Для объективной оценки спроса был выделен перевозок, в котором СПС может быть востребован – премиальные перевозки. В работе рассмотрена динамика премиальных авиационных перевозок. Подтверждена эластичность премиальных перевозок по цене. Исследованы основные направления, на которых выполняются премиальные перевозки.

Отдельной важной задачей стало определение оптимального коэффициента загрузки и его динамики. На примере нескольких ключевых для СПС рейсов продемонстрирована цикличность и диапазон изменения этого показателя.

Также было проведено исследование динамики изменения доли премиальных авиаперевозок по регионам мира.

В период с 2020-2022 год все регионы мира столкнулись с пандемией, которая оказала беспрецедентное влияние на авиационные перевозки. В предлагаемой работе рассматривается влияние пандемии на сегмент премиальных перевозок и оценивается долгосрочное влияние этого фактора.

На основании рассматриваемых допущений был представлен прогноз спроса на сверхзвуковые пассажирские самолеты в регионах мира.

Литература

1. IATA Economics' Chart of the Week – URL: <https://www-int.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/premium-passenger-shares-back-on-pre-pandemic-trends/> (дата обращения 29.07.2023)
2. Commercial Market Outlook 2023–2042 – URL: <https://www.boeing.com/commercial/market/commercial-market-outlook/index.page> (дата обращения 29.07.2023)

3. Air Passenger Market Analysis, April 2019 - <https://www-int.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/air-passenger-monthly-analysis---apr-2019/>(дата обращения 29.07.2023)

Dynamics of the premium transportation market and demand for supersonic passenger aircraft

Issaeva S.Y.¹, Shadrina L.V.¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

This report provides an analysis of premium (first and business class) traffic, assesses the impact of the Covid-19 pandemic on premium travel in various regions of the world, and provides a long-term forecast for demand for supersonic aircraft worldwide.

Despite of the operation of supersonic aircraft having been completely discontinued, the world's leading countries in the field of aircraft manufacturing are continuing their work on the technologies that will allow for the development of a new generation of supersonic aircraft in the future. This makes the issue of assessing the long-term demand for a next-generation passenger supersonic aircraft relevant.

For an objective assessment of demand for supersonic passenger aircraft, transportation premium traffic was singled out. The paper considers the dynamics of premium air traffic. The price elasticity of premium traffic has been confirmed. The main routes on which premium traffic is carried out are investigated.

A separate important task was to determine the optimal load factor and its dynamics. On the example of several routes that are key for the supersonic passenger aircraft, the cyclicity and range of change of the optimal load factor is demonstrated.

Furthermore, a study was made on the dynamics of changes in the share of premium air traffic by regions of the world.

Between 2020-2022, all regions of the world were facing a pandemic that has had an unprecedented impact on air traffic. This paper examines the impact of the pandemic on the premium transportation segment and assesses the long-term impact of this factor.

Based on the assumptions discussed, the forecast of demand for supersonic passenger aircraft in the regions of the world is presented.

References

1. IATA Economics' Chart of the Week – URL: <https://www-int.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/premium-passenger-shares-back-on-pre-pandemic-trends/> (Accessed on 29.07.2023)

2. Commercial Market Outlook 2023–2042 – URL: <https://www.boeing.com/commercial/market/commercial-market-outlook/index.page> (Accessed on 29.07.2023)

3. Air Passenger Market Analysis, April 2019 - <https://www-int.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/air-passenger-monthly-analysis---apr-2019/> (Accessed on 29.07.2023)

Анализ основных аспектов операционной деятельности сверхзвукового пассажирского самолета на примере авиакомпании Emirates

Исаева С.Ю.¹, Шадрина Л.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе рассматриваются основные аспекты эксплуатационной деятельности сверхзвукового пассажирского самолета на примере маршрутной сети авиакомпании Emirates. В результате проведенного анализа были получены основные допущения для формирования прогноза спроса на сверхзвуковые пассажирские самолеты.

Анализируемая маршрутная сеть определяется следующими параметрами:

- пункт вылета;
- пункт посадки;
- дата и время вылета;
- дата и время посадки;
- самолет на рейсе;
- средняя цена билета;

и формируется на основании типовой маршрутной сети авиакомпании Emirates в 2023гг.

В рамках данного доклада задача конвертации премиального пассажиропотока (бизнес и первый классы обслуживания) решается с учетом следующего допущения: в СПС конвертируются все рейсы дозвуковых самолетов с дальностью от 3000 км авиакомпании Emirates.

Детальное исследование расписания Emirates показало, что существует разница между полетным временем, определяемым скоростью и ортодромическим расстоянием (Block Time) и временем выполнения рейса, отмечаемым в расписании (Flight Time). В данном исследовании эта разница была учтена при оценке среднегодового налета сверхзвукового самолета и является базовым допущением.

Крайне важной задачей исследования является определение среднегодового и среднедневного налета сверхзвукового самолета. Для решения этой задачи была смоделирована маршрутная сеть для сверхзвукового самолета, базирующаяся на текущем расписании Emirates.

Также были проанализированы ценовые предложения авиакомпании Emirates и выявлены ключевые закономерности ценообразования.

Литература

1. Emirates. Рейсы Эмирейтс по 133 направлениям. – URL: <https://www.emirates.com/ru/russian/destinations/> (дата обращения 30.07.2023)
2. Emirates Group Annual Report 2022-2023. - URL: <https://c.ekstatic.net/ecl/documents/annual-report/2022-2023.pdf> (дата обращения 30.07.2023)
3. Google Авиабилеты , - URL: <https://www.google.com/travel/flights/search?tfs=CBwQAhotagwIAhIIL20vMDRqcGwSCjIwMjltMTAtMzFyDQgCEgkvbS8wMI8yODYyAkJBcAGCAQsIAUABSAGYAQI&hl=ru&gl=ru&curr=USD> (Дата обращения: 29 07 2023].

Analysis of the main aspects of the operation of a supersonic passenger aircraft using the example of Emirates

Issaeva S.Y.¹, Shadrina L.V.¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

This report examines the main aspects of the operational activities of a supersonic passenger aircraft using the example of the route network of Emirates airline. As a result of the analysis carried out, the main assumptions for the formation of a demand forecast for supersonic passenger aircraft were obtained.

The analyzed route network is determined by the following parameters:

- departure point ;
- landing point ;
- date and time of departure ;
- date and time of landing ;
- aircraft on the flight ;
- average ticket price ;

and is formed based on a typical route network of the Emirates airline in 2023.

Within the framework of this report, the problem of converting premium passenger traffic (business and first-class service) is solved by taking into account the following assumption: all flights of subsonic aircraft with a range of 3000 km or more of Emirates airlines are converted into supersonic passenger aircraft.

A detailed study of the Emirates schedule has shown that there is a difference between flight time determined by speed and circle distance (Block Time) and the flight time indicated in the schedule (Flight time). In this study, this difference was accounted for when estimating the average annual flying time of a supersonic aircraft and is a base assumption.

Another important task of the study is to determine the average annual and average daily utilization of a supersonic aircraft. To solve this problem, the route network of a supersonic aircraft was modeled, based on the current Emirates schedule .

Emirates ' pricing proposals were also analyzed and key pricing patterns were identified.

References

1. Emirates. Flights to 133 Emirates destinations. – URL: <https://www.emirates.com/au/english/destinations/> (Accessed on 30.07.2023)
2. Emirates Group Annual Report 2022-2023. - URL: <https://c.ekstatic.net/ecl/documents/annual-report/2022-2023.pdf> (Accessed on 30.07.2023)
3. Google Flights, - URL: <https://www.google.com/travel/flights/search?tfs=CBwQAhotagwIAhIIL20vMDRqcGwSCjIwMjItMTAtMzFyDQgCEgkvbS8wMI8yODYyAkJBcAGCAQsIAUABSAGYAQI&gl=ru&curr=USD&hl=en-GB> (Accessed on 29 07 2023).

Цифровые технологии в управлении мультимодальными перевозками грузов

Иовлева Е.Л.¹, Филиппова Н.А.¹, Ефремов А.Е.^{1,2}, Зайцев С.В.³, Абакаров А.А.⁴

¹Северо-Восточный федеральный университет имени М. К. Аммосова, г. Якутск, Россия

² РУТ (МИИТ), г. Москва, Россия

³ МАДИ, г. Москва, Россия

⁴ Махачкалинский филиал МАДИ, г. Махачкала, Россия

Мультимодальные перевозки постоянно развиваются и улучшаются. Особенно важны они для северного завоза, так как позволяют доставлять грузы на удаленные территории с максимальной эффективностью. Роль северного морского пути (СМП) в таких перевозках трудно переоценить.

СМП, проходящий через воды Арктики, является наиболее быстрым и экономически эффективным маршрутом для доставки грузов на северо-востоке России. Он позволяет сэкономить время и ресурсы по сравнению с традиционными путями транспортировки грузов, таких как автомобильные и железные дороги. Кроме того, морской путь идеально подходит для транспортировки грузов, которые требуют специальных условий хранения, специального оборудования и частых заморозок, таких как рыба, морские продукты, нефть и газ [1–3].

В целях реализации «Транспортной стратегии России до 2030» и принятой «Стратегии развития Арктической зоны РФ и обеспечения национальной безопасности на период до 2020 года» создается в северных регионах РФ, тяготеющих к трассе СМП, транспортно-логистические узлы и порты-хабы, которые должны привлекать транзитные грузопотоки и сопровождаться ростом контейнерных перевозок [5]. И с помощью цифровых технологий происходит оперативное управление мультимодальными перевозками в портах-хабах.

В данной статье мы проведем анализ арктических портов СМП, рассмотрим степень цифровизации и развитости инфраструктуры потенциальных портов-хабов, готовых принять грузопотоки и распределять транзитные грузопотоки.

Арктический бассейн – район быстрого роста морских перевозок, где важную роль играет СМП. В структуре экспорта преобладают уголь, лес, нефтепродукты, руды цветных металлов, оборудование, в структуре импорта – продовольствие.

Из портов Арктического бассейна незамерзающим считается порт Мурманск, а к портам Арктической зоны, обслуживающим северный завоз, относятся п. Певек, Диксон, Дудинка, Сабетта, Тикси, Хатанга, Провидения.

Для дальнейшего исследования возьмем 9 портов: Мурманск, Архангельск, Певек, Диксон, Дудинка, Сабетта, Тикси, Хатанга, Провидения Арктической зоны и районов Крайнего Севера и проанализируем степень цифровизации портов и готовность принятия на себя роли портов-хабов для оперативного управления транзитными грузопотоками.

Нами были выбраны критерии, по которым будем оценивать готовность к цифровизации и возможности мультимодальной перевозки грузов:

1. Информационная доступность.
2. Удобства мультимодальных перевозок.
3. Базовые элементы цифровой инфраструктуры.

Оценивать критерий информационной доступности будем через официальный сайт, на котором должны быть изложены основная и официальная информация, услуги, конкурсы, тендеры и т.д.

Критерий удобства мультимодальной перевозки оценивается количеством и качеством подъездных путей для отгрузки груза, удаленностью от ж/д станций, федеральной (региональной) трассы.

Базовые элементы цифровой инфраструктуры включают средства спутниковой навигации, мобильной, спутниковой связи, телекоммуникации, геоинформатики и вычислительной техники.

Для оперативного управления грузами, прибывающими к портам, и дальнейшей отгрузки для авто, ж/д или авиаперевозок до конечного потребителя создана цифровая пространственная модель. Цифровая пространственная модель должны отражать положение и характер основных объектов транспортной инфраструктуры.

Литература

1. Мезенцева Е. Д., Прохорова Л. В. Мультимодальные перевозки: особенности и риски // Общество, экономика, управление. – 2021. – Т. 6; №. 1. – С. 29–34.
2. Кузьмина М. А., Надирян С. Л., Чернобривец Е. О. Основные концепции развития технологий мультимодальных перевозок // Электронный сетевой политематический журнал "Научные труды КубГТУ". – 2015. – №. 6. – С. 68–72.
3. Меркулова И. П. Мультимодальные перевозки в России: опыт, проблемы, перспективы // Молодая наука Сибири. – 2018. – №. 2. – С. 2.

Digital technologies in managing multimodal cargo transportation

Iovleva E.L.¹, Filippova N.A.¹¹, Efremov A.E.^{1,2}, Zaitsev S.V.³, Abakarov A.A.⁴

1. North-Eastern Federal University named after M.K. Ammosova, Yakutsk, Russia
2. Russian University of Transport (RUT MIIT), Moscow, Russia
3. Moscow Automobile and Road Construction State Technical University (MADI)
4. Makhachkala branch of the Moscow Automobile and Road Institute, Makhachkala, Russia

Multimodal transportation is constantly evolving and improving. They are especially important for the northern delivery, as they allow delivering goods to remote areas with maximum efficiency. The role of the Northern Sea Route (NSR) in such transportation can hardly be overestimated.

The NSR, passing through the waters of the Arctic, is the fastest and most cost-effective route for the delivery of goods in the north-east of Russia. It saves time and

resources compared to traditional ways of transporting goods, such as roads and railways. In addition, the sea route is ideal for transporting goods that require special storage conditions, special equipment and frequent freezing, such as fish, marine products, oil and gas [1–3].

In order to implement the "Transport Strategy of Russia until 2030" and the adopted "Strategy for the Development of the Arctic Zone of the Russian Federation and Ensuring National Security for the Period until 2020", transport and logistics hubs and hub ports are being created in the northern regions of the Russian Federation, gravitating towards the NSR route, which should attract transit cargo flows and be accompanied by an increase in container traffic. And with the help of digital technologies, there is an operational management of multimodal transportation in hub ports.

In this article, we will analyze the Arctic ports of the NSR, consider the stage of digitalization and infrastructure development of potential hub ports ready to receive cargo flows and distribute transit cargo flows.

The Arctic Basin is an area of rapid growth in maritime traffic, where the NSR plays an important role. The structure of exports is dominated by coal, timber, oil products, non-ferrous metal ores, equipment, while the structure of imports is dominated by foodstuffs.

From the ports of the Arctic basin, the port of Murmansk is considered to be ice-free, and the ports of the Arctic zone serving the northern delivery include the settlement of Pevek, Dikson, Dudinka, Sabetta, Tiksi, Khatanga, and Provideniya.

For further research, we will take 9 ports: Murmansk, Arkhangelsk, Pevek, Dikson, Dudinka, Sabetta, Tiksi, Khatanga, Providence of the Arctic zone and regions of the Far North and analyze the degree of digitalization of ports and the readiness to assume the role of hub ports for the operational management of transit cargo flows.

We have chosen the criteria by which we will evaluate the readiness for digitalization and the possibility of multimodal transportation of goods:

1. Information accessibility.
2. Convenience of multimodal transportation.
3. Basic elements of digital infrastructure.

We will evaluate the information accessibility criterion through the official website, which should contain basic and official information, services, competitions, tenders, etc.

The criterion of convenience of multimodal transportation is estimated by the number and quality of access roads for cargo shipment, remoteness from railway stations, federal (regional) route.

The basic elements of the digital infrastructure include satellite navigation, mobile, satellite communications, telecommunications, geoinformatics and computer technology.

A digital spatial model has been created for the operational management of cargo arriving at ports and further shipment for road, rail or air transportation to the end user. The digital spatial model should reflect the position and nature of the main transport infrastructure facilities.

References

1. Mezentseva E. D., Prokhorova L. V. Multimodal transportation: features and risks // Society, economics, management. – 2021. – T. 6; No. 1. – pp. 29–34.
2. Kuzmina M. A., Nadiryayn S. L., Chernobrivets E. O. Basic concepts for the development of multimodal transportation technologies // Electronic network polythematic journal "Scientific works of KubSTU". – 2015. – No. 6. – pp. 68–72.
3. Merkulova I. P. Multimodal transportation in Russia: experience, problems, prospects // Young Science of Siberia. – 2018. – No. 2. – P. 2.

Подход к оценке жизненного цикла выпускаемой продукции предприятий авиационной отрасли в едином информационном пространстве

Жульева А.Д.¹, Застровская А.А.¹, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Требования к качеству конкурентоспособной продукции авиационной отрасли на этапах жизненного цикла закладываются на стадии проектирования разработчиком, в производственных условиях обеспечиваются технологическими процессами, а эксплуатирующие организации обязаны эти требования к качеству продукции поддерживать использованием новейшего оборудования, контрольно-проверочной аппаратуры и инструментов, средствами метрологии и высоким уровнем квалификации специалистов [1, 2].

Наличие информационного пространства позволяет объединить все объекты предприятия, все производственные процессы и продукцию, все компоненты контроля этапов производства, контроль качества сопровождающих любое производство услуг в единую информационную систему. Это положит начало для интеграции выпускаемой продукции в информационное поле жизненного цикла (ЖЦ) изделия [3]. Формирование баз данных, стандартизация их форм, обеспечит внедрение и применение на современном уровне технологий автоматизации в информационном пространстве, повысит ее доступность и интуитивную адаптивность для всех предприятий для оценки ЖЦ выпускаемой продукции [4].

В данной работе рассматривается модель оценки ЖЦ. Модель строится методом декомпозиции: от укрупнённых составных структур к более простым. На основе функциональной модели определяется матрица ответственности всех участников процесса, обеспечивающих повышение качества и конкурентоспособности производимой продукции на каждом этапе ЖЦ. Главная задача создаваемой модели - отражение в информационном пространстве деятельности всех участников, на всех этапах жизненного цикла выпускаемой продукции [5].

Применение рассматриваемой модели позволяет эффективно решать задачи совершенствования взаимодействия между участниками ЖЦ, обеспечения качества выпускаемой продукции на основе моделей процессов жизненного цикла изделия авиационной техники.

Решение указанных задач, позволит создать в отечественной авиационной промышленности условия для эффективного решения актуальной проблемы повышения качества и конкурентоспособности технически сложной и наукоемкой продукции авиастроения.

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники: Монография/ Под ред. М.А. Погосьяна. – М.: Изд-во МАИ, 2020. – 448 с.: ил. – ISBN 978-5-4316-0694-6
2. Застровская, А. А. Корреляция жизненного цикла выпускаемой продукции и системы менеджмента качества предприятия авиационной отрасли в едином информационном пространстве / А. А. Застровская, Б. Б. Сафоклов, С. А. Серебрянский // Экономика: вчера, сегодня, завтра. – 2020. – Т. 10, № 6-1. – С. 300-311. – DOI 10.34670/AR.2020.31.96.039. – EDN ZESBUR.
3. Strelets, D. Y. A digital approach to aircraft product lifecycle management / D. Y. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Skurin // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.
4. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Pochebneva, V. Lepeshkin // Conference "INTERAGROMASH 2021". Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry,

Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.

5. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

An approach to the assessment of the life cycle of manufactured products of aviation industry enterprises in a single information space

Zhuleva A.D.¹, Zastrovskaya A.A.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The requirements for the quality of competitive products of the aviation industry at the stages of the life cycle are laid down at the design stage by the developer, technological processes are provided in production conditions, and operating organizations are obliged to maintain these requirements for product quality using the latest equipment, control and verification equipment and tools, means of metrology and a high level of qualification of specialists [1, 2].

The presence of an information space allows you to combine all the objects of the enterprise, all production processes and products, all components of the control of production stages, quality control of services accompanying any production into a single information system. This will be the beginning for the integration of manufactured products into the information field of the product life cycle [3]. The formation of databases, standardization of their forms, will ensure the introduction and application of automation technologies at the modern level in the information space, will increase its accessibility and intuitive adaptability for all enterprises to evaluate the housing and communal services of products [4].

In this paper, a life cycle assessment model is considered. The model is being constructed by decomposition method: from enlarged composite structures to simpler ones. On the basis of the functional model, the matrix of responsibility of all participants who ensure the improvement of the quality and competitiveness of manufactured products at each stage of the life cycle in the process is determined. The main task of the created model is to reflect in the information space the activities of all participants at all stages of the life cycle of the products [5].

The application of the considered model makes it possible to effectively solve the problems of improving the interaction between the participants life cycle, ensuring the quality of products based on models of the life cycle processes of an aircraft product.

The solution of the above-mentioned tasks will enable to create conditions in the domestic aviation industry for the effective solution of the urgent problem of improving the quality and competitiveness of technically complex and knowledge-intensive aircraft products.

References

1. 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

2. Zastrovskaya A. A. Correlation of the life cycle of manufactured products and the quality management system of the aviation industry enterprise in a single information space / A. A. Zastrovskaya, B. B. Safoklov, S. A. Serebryansky // Economics: yesterday, today, tomorrow. – 2020. – T. 10, № 6-1. – p. 300-311. – DOI 10.34670/AR.2020.31.96.039. – EDN ZESBUR.

3. Strelets, D. Y. A digital approach to aircraft product lifecycle management / D. Y. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Skurin // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.

4. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Pocebneva, V. Lepeshkin // Conference "INTERAGROMASH 2021". Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Rostov-on-Don, February 24-26, 2021. – Rostov-on-Don: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.

5. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // Conference "INTERAGROMASH 2021". Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Rostov-on-Don, February 24-26, 2021. – Rostov-on-Don: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

Виртуальная птица – модельно-ориентированный процесс разработки и интеграции систем самолетов транспортной категории

Алексеев С. А.¹, Семенцов М. Н.¹, Жихарева И. В.¹

¹ПАО ИРКУТ Филиал «Региональные самолеты», г. Москва, Россия

В докладе рассмотрен подход к разработке бортового радиоэлектронного оборудования и систем ВС на основе применения модельно-ориентированного проектирования.

Основной целью предлагаемого подхода является формирование цифрового облика разрабатываемых систем и агрегатов со стороны разработчика ВС для формирования, валидации и верификации требований к функционированию систем.

Программно-математический комплекс «Виртуальная Птица» представляет собой четыре исполнения математических моделей, связанных между собой требованиями к системам и функциями разного уровня, соответствующими этапам разработки ВС.

Первый уровень представляет собой архитектурные и функциональные модели, трассируемые между собой и предназначенные для валидации функциональных требований в соответствии с рекомендациями руководства R4754A[1]. Это закладывает основу для требований по отказобезопасности и обеспечивает верифицируемость и сертифицируемость разрабатываемых решений в будущем.

Второй уровень представляет собой математические модели систем и отражает функционирование систем, а также позволяет проводить симуляцию их работы, и исследования взаимного влияния их функционирования.

Третий уровень предназначен, в первую очередь, для формализации требований к ПО бортовых систем в соответствии с КТ-178С[2][3], на этом уровне модели систем рассматриваются с точки зрения алгоритмов, обеспечивающих выполнение разработанных законов управления на реальных архитектурах систем ВС.

Исполнение четвертого уровня, в дополнение к первым трем исполнениям, учитывает характеристики базового ПО, влияющего на работу функционального ПО систем и другие важные аспекты реализации работы бортового оборудования, оказывающие влияние на работу систем в составе ВС.

Рассматриваемый подход апробирован, и реализован в рамках создания самолета SSJ-NEW и, помимо достижения основной цели, позволит использовать задел разработанных математических моделей на всех этапах ЖЦ ВС. Процессы и

методология, применяемые при разработке комплекса «Виртуальная Птица» могут быть успешно применены при разработке, сертификации и эксплуатации скоростного транспорта будущего.

Литература

1. Р4754А – Руководство по разработке воздушных судов гражданской авиации и систем. «АРМАК» 2011 г., 103 стр.
2. КТ-178С - Квалификационные требования Часть 178 "Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники" Москва «НИИАО» 2002 г., 99 стр.
3. РУКОВОДСТВО Р-331 Разработка и верификация на основе модели. Дополнение к документам КТ-178С и КТ-278А «АК» 2016 г. 105 стр.

Virtual Bird is a model-oriented process of development and integration of transport category aircraft systems

Alekseev S. A.¹, Sementsov M. N.¹, Zhikhareva I. V.¹

¹Regional Aircraft branch of IRKUT Corporation, Moscow, Russia

The report considered the development approach of avionics and aircraft systems based on the use of model-oriented approach.

The main purpose of the proposed approach is the formation of a digital prototype of the systems and aggregates being developed by the airframer for the formation, validation and verification of requirements for the systems operating.

The software and mathematical complex "Virtual Bird" consists of four levels of mathematical models interrelated by requirements for systems and functions of different levels corresponding by the stages of aircraft development.

The first level consists of architectural and functional models traceable to each other and designed to validate functional requirements in accordance with the recommendations of the manual P4754A[1]. This lays the foundation for the requirements for fault safety and ensures the verifiability and certifiability of the solutions being developed in the future.

The second level represents mathematical models of systems and reflects the functioning of systems, as well as allows for simulation of their work, and studies of the mutual influence of their functioning.

The third level is intended, first of all, to formalize the software requirements of on-board systems in accordance with CT-178C[2][3], at this level, system models are considered from the point of view of algorithms that ensure the implementation of the developed control laws on the real architecture of the aircraft system.

The execution of the fourth level, in addition to the first three levels, takes into account the characteristics of the basic software that affects the operation of the functional software of the systems and other important aspects of the implementation of the on-board equipment that affect the operation of the systems as part of the aircraft.

The considered approach has been tested and implemented as part of the creation of the SSJ-NEW aircraft and, in addition to achieving the main goal, it will allow using the reserve of the developed mathematical models at all stages of the aircraft life cycle. The processes and methodology used in the development of the "Virtual Bird" complex can be successfully applied in the development, certification and operation of high-speed transport of the future.

References

1. P4754A – Guidelines for the development of civil aviation aircraft and systems. "АРМАК" 2011, 103 p.
2. CT-178S - Qualification requirements Part 178 "Requirements for the software of on-board equipment and systems for certification of aviation equipment" Moscow "НИИАО" 2002, 99 p.

Применение методологии системной инженерии при разработке архитектуры сверхзвукового пассажирского ВС

Долотовский А.В.¹, Войтишина М.С.¹, Бабулин А.А.¹, Слезкин Д.В.¹
¹ПАО «Иркут» Филиал «Региональные самолеты», г. Москва, Россия

Вызовы настоящего времени породили запрос на инновационно-технологический скачок во всех отраслях науки и техники, в том числе в авиационной отрасли. НЦМУ «Сверхзвук» в ответ на этот запрос разрабатывает обширный перечень новых технологий, решающих проблемы создания эффективных и безопасных сверхзвуковых пассажирских ВС. Финалом процесса разработки технологий должно стать их применение в составе ВС, что предполагает проектирование самолета принципиально новой архитектуры.

Традиционный подход к проектированию сложных систем широко использует анализ ВС-аналогов и статистику по существующим ВС как источник проверенных конструкторских решений. Для сверхзвуковых пассажирских самолетов недостаточно данных по проверенным реальной эксплуатацией архитектурным решениям. Предлагается использовать описанный в данном докладе метод проектирования конструкции на основании требований с последовательной разработкой четырех видов данных: требований, функций, логик и архитектур.

Методология обладает следующими преимуществами:

- разработка базируется на требованиях к ВС, а не на аналогичных конструкциях;
- финальная конструкция обоснована требованиями в полном объеме;
- процесс разработки соответствует как требованиям ЕСКД, так и требованиям Р4754;
- в процесс разработки естественным образом вписывается модельно-ориентированный подход и использование цифровых прототипов и двойников.

System engineering methodology application in the development architecture of supersonic passenger aircraft

Dolotovskiy A.V.¹, Voytishina M.S.¹, Babulin A.A.¹, Slyozkin D.V.¹
¹Regional Aircraft branch of IRKUT Corporation, Moscow, Russia

The challenges of the modern time have generated a request for an innovative technological leap in all areas of science and technology, including the aviation industry. In response to this request, «Supersonic» center develop a wide range of new technologies solving the problems of creating efficient and safe supersonic passenger aircraft. The result of the technology development process should be their application in the aircraft, which involves the design of an aircraft of a fundamentally new architecture.

The traditional approach to design complex systems makes extensive use of aircraft analog analysis and statistics on existing aircraft as a source of proven design solutions. There is insufficient data on field-proven architectural solutions for supersonic passenger aircraft. In this report it is described the structure proposed to use the method of designing based on requirements with the sequential development of four types of data: requirements, functions, logics and architectures.

The benefits of the methodology:

- development is based on the requirements for the aircraft, not on similar design;
- the final design is justified by the requirements in full;

- development process complies with both unified system of design documentation requirements and R4754 requirements;
- the use of a model-based approach and digital prototypes and twins in the development process.

Аспекты цифровой трансформации в серийном производстве высокоскоростной аэрокосмической техники

Пономарева В.С.¹, Хван А.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Аэрокосмическая промышленность – высокотехнологичная отрасль, сосредоточивающая в себе конструирование, производство, испытания и эксплуатацию самолетов, ракет, космических аппаратов (КА) и кораблей и требующая непрерывного внедрения передовых технологий и обмена опытом между предприятиями отрасли, задействованными в научно-исследовательской деятельности.

В основе цифровой трансформации промышленности лежит две идеи: безбумажное проектирование и безлюдное производство. Такая трансформация предполагает цифровизацию всего жизненного цикла изделий — от идеи до утилизации [1, 2]. Ключевым элементом является технология цифровых двойников (продуктов, процессов, систем, предприятия), которая реализуется за счет применения, во-первых, специализированных программных продуктов (для проектирования и компьютерного инжиниринга на основе математического и имитационного моделирования – CAD/CAE/CAM, для управления автоматизированным производством – MES-системы, ERP-системы, PLM-системы), во-вторых, технических решений (промышленные роботы, автоматизированные линии, AR/VR), в-третьих, анализа больших данных (интернет вещей, ИИ, нейросети).

Кроме того, важно понимать необходимость автоматизации способов управления взаимоотношениями: с клиентами (CRM), с поставщиками (SRM), между сотрудниками, создающими продукт (ERM), а также предприятия с внешней средой (PRM), – это позволит создать единую информационную среду, которая, кроме очевидных преимуществ, например, обеспечит эффективное использование удаленных рабочих мест.

Цифровая трансформация промышленности не только ведет к снижению затрат и повышению производительности труда, качества продукции, но и позволяет сократить сроки вывода продуктов на рынок (time to market), обеспечить массовую кастомизацию и гибкое производство, быстро адаптируемое к внешним изменениям [3].

Знание глобальных направлений цифровизации позволяет обеспечить системный подход при выработке эффективной стратегии цифровой трансформации. В статье [4] приведено пять направлений цифровизации промышленности, каждому из которых дана характеристика и обозначены выполняемые функции.

Литература

1. Воловодова Е.В., Коршикова И.А., Биденко Т.В. О классификации инструментов цифровизации промышленности и формировании среды для их внедрения // Вестник института экономических исследований. – 2021. № 3(23). – С.77-83.

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. Krivykh A.A., Khvan A.V. Evaluation of the results of the implementation of a product data management system in the technology department of a high-tech enterprise //

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” - E3S Web of Conferences 383, 04038 (2023) – DOI 10.1051/E3SCONF/202338304038

4. Strelets, D. Y. A digital approach to aircraft product lifecycle management / D. Y. Strelets, S.A. Serebryansky, M. V. Skurin // Proceedings of 2019 12th International Conference “Management of Large-Scale System Development”, MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.

Aspects of digital transformation in mass production of high-speed aerospace equipment

Ponomareva V.S.¹, Khvan A.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The aerospace industry is a high-tech industry that focuses on the design, manufacture, testing and operation of airplanes, missiles, spacecraft (spacecraft) and ships, and requires the continuous introduction of advanced technologies and the exchange of experience between industry enterprises involved in research and development activities.

The digital transformation of industry is based on two ideas: paperless design and humanless manufacturing. This transformation involves digitalization of the entire life cycle of products - from idea to utilization [1]. The key element is the technology of digital twins (products, processes, systems, enterprises), which is implemented through the use of, firstly, specialized software products (for design and computer engineering based on mathematical and simulation modeling - CAD/CAE/CAM, for automated production management - MES-systems, ERP-systems, PLM-systems), secondly, technical solutions (industrial robots, automated lines, AR/VR), thirdly, big data analysis (Internet of Things, AI, neural networks).

In addition, it is important to understand the need to automate the ways of managing relationships: with customers (CRM), with suppliers (SRM), between employees creating the product (ERM), as well as the enterprise with the external environment (PRM) - this will create a unified information environment, which, in addition to the obvious advantages, for example, will ensure the effective use of remote workplaces.

Digital transformation of industry not only leads to lower costs and higher labor productivity and product quality, but also allows to reduce the time to market (time to market), provide mass customization and flexible production, quickly adapting to external changes [3].

Knowledge of global digitalization trends allows to provide a systematic approach to the development of an effective digital transformation strategy. The article [2] presents five directions of digitalization of industry, each of which is characterized and its functions are identified.

References

1. Volovodova E.V., Korshikova I.A., Bidenko T.V. On the classification of tools of digitalization of industry and the formation of the environment for their implementation // Bulletin of the Institute of Economic Research. – 2021, 3(23). – pp. 77-83.

2. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aircraft / 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. Krivykh A.A., Khvan A.V. Evaluation of the results of the implementation of a product data management system in the technology department of a high-tech enterprise // 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” - E3S Web of Conferences 383, 04038 (2023) – DOI 10.1051/E3SCONF/202338304038

4. Strelets, D. Y. A digital approach to aircraft product lifecycle management / D. Y. Strelets, S.A. Serebryansky, M. V. Skurin // Proceedings of 2019 12th International Conference “Management of Large-Scale System Development”, MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.

НАДЕЖНОСТЬ. ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТЬ. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ

RELIABILITY. FAILURE SAFETY. MAINTENANCE AND REPAIR

К вопросу об обеспечении технологического суверенитета в части комплектующих изделий воздушных судов

Бодрова И.Е.¹, Гостев А.В.¹, Яблонский С.Н.¹

¹ МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Регионально-магистральный самолет RRJ-95 является основным и пока единственный серийным высокотехнологичным и конкурентоспособным продуктом современного российского гражданского самолетостроения, созданным с помощью программно-аппаратных платформ [1, 2].

В соответствии с распоряжением Правительства Российской Федерации от 25 июня 2022 г. N 1693-р в настоящее время ведется работа по максимальному импортозамещению систем и агрегатов самолета RRJ-95 российскими аналогами. Средний возраст данного воздушного судна составляет примерно 5 лет. Обычно срок службы гражданских воздушных судов составляет 40-60 тыс. летных часов или 25-30 лет эксплуатации. Таким образом поддержание летной годности парка ВС RRJ-95 является актуальной задачей.

Анализируется динамика выхода RRJ-95 из летной эксплуатации по причине отсутствия зарубежных комплектующих.

Приводится методика принятия решения о целесообразности проведения процесса импортозамещения в части комплектующих изделий применительно к действующему парку ВС RRJ-95.

В общем случае при этом необходимо учитывать следующее:

- количество ВС, требующих замены комплектующих [3];
- текущее техническое состояние и прогноз срока эксплуатации;
- потребные сроки замены комплектующих с целью недопущения простоя ВС [4] ;
- среднюю стоимость простоя парка ВС;
- наличие отечественных аналогов комплектующих с соответствующими техническими характеристиками;
- потребность в доработке ВС с учетом установки отечественных аналогов комплектующих;
- сроки, стоимость разработки и серийного производства новых комплектующих при отсутствии отечественных аналогов;
- классификацию модификации ВС с точки зрения последующей сертификации [5] ;
- сроки и стоимость сертификации изменений конструкции ВС.

Оцениваются показатели эффективности процесса эксплуатации RRJ-95 по критерию использования самолетов с учетом различных вариантов динамики замены комплектующих.

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. Осяев, А. Т. Интегрированная логистическая поддержка жизненного цикла изделия авиационной техники с использованием цифровых платформ / А. Т. Осяев, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа –

09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 190-192. – EDN ITNWZJ.

3. Короленко, В. В. Рациональное распределение заказов на материальные ресурсы при планировании поставок в системе эксплуатации авиационной техники военного назначения / В. В. Короленко, Н. М. Лазников, С. А. Серебрянский // Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности : Международная научно-практическая конференция, Казань, 05–08 августа 2014 года. Том III. – Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2014. – С. 605-608. – EDN TDHRUN.

4. Оценка адекватности имитационной модели расходования запаса агрегатов для эксплуатации воздушных судов в составе авиационного полка / И. Н. Чепко, Д. В. Богомолов, С. А. Серебрянский [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. – № 7(91). – С. 9. – DOI 10.18698/2308-6033-2019-7-1900. – EDN NPOTFV.

5. Приказ Минтранса России от 17.06.2019 N 184"Об утверждении Федеральных авиационных правил "Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21" (Зарегистрировано в Минюсте России 06.09.2019 N 55851).

On the issue of ensuring technological sovereignty in terms of aircraft components

Bodrova I.E.¹, Gostev A.V.¹, Yablonsky S.N.¹

¹ Moscow State University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The RRJ-95 regional mainline aircraft is the main and so far the only serial high-tech and competitive product of modern Russian civil aircraft construction, created with the help of software and hardware platforms [1, 2].

In accordance with the decree of the Government of the Russian Federation dated June 25, 2022, No. 1693-r, work is currently underway to maximize import substitution of RRJ-95 aircraft systems and assemblies with Russian analogues. The average age of this aircraft is approximately 5 years. Typically, the service life of civil aircraft is 40-60 thousand flight hours or 25-30 years of operation. Thus, maintaining the airworthiness of the RRJ-95 aircraft fleet is an urgent task.

The dynamics of the RRJ-95's exit from flight operation due to the lack of foreign components is analyzed.

The methodology of making a decision on the expediency of carrying out the import substitution process in terms of components in relation to the existing fleet of aircraft RRJ-95 is given.

In general, it is necessary to take into account the following:

- the number of aircraft requiring replacement of components [3];
- current technical condition and service life forecast;
- required terms of replacement of components in order to prevent aircraft downtime [4];
- ;
- the average cost of downtime of the aircraft fleet;
- availability of domestic analogues of components with appropriate technical characteristics;
- the need to refine the aircraft taking into account the installation of domestic analogues of components;
- terms, cost of development and serial production of new components in the absence of domestic analogues;
- classification of aircraft modifications in terms of subsequent certification [5];
- terms and cost of certification of aircraft design changes.

The performance indicators of the RRJ-95 operation process are evaluated according to the criterion of aircraft use, taking into account various options for the dynamics of component replacement.

References:

1. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aircraft / 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

2. Osyayev, A. T. Integrated logistics support for the life cycle of an aircraft product using digital platforms / A. T. Osyayev, S. A. Serebryansky // High-speed transport development: prospects, problems, solutions : abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Publishing House "Pero", 2022. – pp. 190-192. – EDN ITNWZJ.

3. Rational distribution of orders for material resources when planning supplies in the system of operation of military aviation equipment / V. V. Korolenko, N. M. Laznikov, S. A. Serebryansky // Search for effective solutions in the process of creating and implementing scientific developments in the Russian aviation and rocket and space industry : International Scientific and Practical Conference, Kazan, Vol. III. – K.: KSTU Publishing House, 2014. – pp. 605-608.

4. Assessment of the adequacy of the simulation model of unit stock consumption for the operation of aircraft in the aviation regiment / I. N. Chepko, D. V. Bogomolov, S. A. Serebryansky [et al.] // Engineering Journal: Science and Innovation. - 2019. - № 7(91). - p. 9. - DOI 10.18698/2308-6033-2019-7-1900. - EDN NPOTFV

5. Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation No. 184 dated 17.06.2019 "On Approval of Federal Aviation Regulations "Certification of aviation equipment, developer organizations and manufacturers. Part 21" (Registered with the Ministry of Justice of Russia 06.09.2019 N 55851).

Двухэтапный алгоритм обучения специалистов по техническому обслуживанию при переходе на новый тип воздушного судна

Алымов В.Н.¹, Артемов А.Д.¹, Коробков Ю.Н.¹

¹ ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен алгоритм обучения специалистов по техническому обслуживанию при переходе на новый тип воздушного судна на основе программы типового учебного курса (ПТУК) [1, 2, 3, 4].

Основная цель алгоритма сформировать эффективный контент обучения, который позволяет максимизировать количество теоретических вопросов курса обучения, подкрепленных выполнением практических упражнений. При реализации алгоритма важно совместить по времени изучение теоретических и практических аспектов учебного вопроса. Последнее требование полностью согласуется с документами ICAO [5].

Теоретические аспекты вопросов ПТУК рассматривались на основе учебного компьютерного класса (УКК). УКК представляет собой аналог СВТ (Computer Based Training) с 2D моделью воздушного судна.

Практические аспекты вопросов ПТУК рассматривались на основе тренажера процедур технического обслуживания (ТПТО). ТПТО представляет собой аналог МТД (Maintenance Training Device) с 3D моделью воздушного судна.

Приведены два этапа алгоритма обучения:

- Первый этап алгоритма можно рассматривать, как один из вариантов LCMS (Learning Content Management System) [6]. В результате на первом этапе формируется

контент с вопросами, которые обязательно содержат как теоретический, так и практический аспекты.

- Второй этап алгоритма представляет собой непосредственно курс обучения контента, который был сформирован на первом этапе.

Применение предлагаемого алгоритма позволяет:

- Снизить стоимость разработки технических средств обучения (СВТ, МТД);
- Уменьшить последствия ошибочных действий при выполнении технического обслуживания воздушных судов, поскольку отработка ведется на виртуальных моделях;

- Снизить стоимость обучения.

Литература

1. ФАП «Требования к порядку разработки, утверждения и содержанию программ подготовки специалистов согласно перечню специалистов авиационного персонала гражданской авиации», утверждены приказом Минтранса России от 20.10.2017, № 399.

2. ФАП «Требования к членам экипажа воздушных судов, специалистам по техническому обслуживанию воздушных судов и сотрудникам по обеспечению полетов (полетным диспетчерам) гражданской авиации», утверждены приказом Минтранса России от 20.11.2008, № 147.

3. Акимов А.Н., Пушков С.В. Разработка руководства по обучению для технического персонала: анализ задач обучения // Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. № 4. С. 32-41.

4. Акимов А.Н., Коробков Ю.Н. Анализ потребностей в обучении технического персонала при переходе на новый тип самолета // XVIII Международная научно-практическая конференция «Инновационные, информационные и коммуникационные технологии», Сочи, 1-10 октября 2021.

5. ICAO, Doc. 7192/- AN/857, Training Manual, Part D-1, Aircraft Maintenance (Technician/Engineer/Mechanic), Second Edition – 2003.

6. Moodle [Электронный ресурс]: Официальный сайт. URL: <http://moodle>.

7. EASA Acceptable Means of Compliance (AMC) and Guidance Material (GM) to Annex III (PART 66) to Regulation (EU), No 1321/2014, issue 2, 17.12.2015.

8. EASA Easy Access Rules for Continuing Airworthiness to Annex III (PART 66) to Regulation (EU), No 1321/2014.

Two-stage training algorithm for maintenance specialists during the transition to a new type of aircraft

Alymov V.N.¹, Artemov A.D.¹, Korobkov Y.N.¹

¹ IRKUT corporation, Moscow, Russia

This report presents an algorithm for training maintenance specialists during the transition to a new type of aircraft based on the program of a typical training course (PTTC) [1, 2, 3, 4].

The main goal of the algorithm is to form an effective learning content that allows you to maximize the number of theoretical questions of the course of study, supported by the implementation of practical exercises. When implementing the algorithm, it is important to combine the study of theoretical and practical aspects of the educational issue. The last requirement is fully consistent with ICAO documents [5].

Theoretical aspects of PTTC issues were considered on the basis of an educational computer class [ECC]. ECC is an analogue of CBT (Computer Based Training) with a 2D model of the aircraft.

The practical aspects of PTTC issues were considered on the basis of the Maintenance Procedures Simulator (MPS). MPS is an analogue of MTD (Maintenance Training Device) with a 3D model of the aircraft.

Two stages of the learning algorithm are given:

- The first stage of the algorithm can be considered as one of the versions LCMS (Learning Content Management System) [6]. As a result, at the first stage, content is formed with questions that necessarily contain both theoretical and practical aspects.

- The second stage of the algorithm is directly a content training course that was formed at the first stage.

The application of the proposed algorithm allows:

- Reduce the cost of developing teaching aids (CBT, MTD).
- Reduce the consequences of erroneous actions when performing aircraft maintenance, as testing is carried out on virtual models.

- Reduce the cost of education.

References

1. FAR «Requirements for the procedure for the development, approval and content of training programs for specialists in accordance with the list of specialists of civil aviation personnel», approved by order of the Ministry of Transport of Russia dated October 20, 2017, No. 399.

2. FAR. «Requirement for flight crew of aircraft, aircraft maintenance specialists and flight support employees (flight dispatchers) of civil aviation», approved by order of the Ministry of Transport of Russia dated November 20, 2008, No. 147.

3. Akimov A.N., Pushkov S.V. Development of a Training Manual for maintenance specialists: Analysis of Learning Objectives // Scientific Bulletin of MGTU CA . – No 4. p. 32-41, 2015.

4. Akimov A.N., Korobkov Y.N. Training need analysis of maintenance specialists in process transfer to new aircraft // XVIII International Scientific and Practical Conference «Innovative, Information and Communication Technology», Sochi, October 1-10, 2021.

5. ICAO, Doc. 7192/- AN/857, Training Manual, Part D-1, Aircraft Maintenance (Technician/Engineer/Mechanic), Second Edition – 2003.

6. Moodle [Electronic resources]: Official website. URL: <http://moodle>.

7. EASA Acceptable Means of Compliance (AMC) and Guidance Material (GM) to Annex III (PART 66) to Regulation (EU), No 1321/2014, issue 2, 17.12.2015.

8. EASA Easy Access Rules for Continuing Airworthiness to Annex III (PART 66) to Regulation (EU), No 1321/2014.

Модель технического обслуживания и ремонта воздушных судов с использованием «Мобильного комплекса унифицированных средств ремонта воздушных судов».

Ганин С.В.¹, Истратов Д.В.², Сафоклов Б.Б.³

¹ПАО «ИЛ», г. Москва, Россия

²ПФГАОУ ВО «ЮФУ» г. Ростов-на-Дону, Россия

³МАИ, г. Москва, Россия

В работе представлена спроектированная модель технического обслуживания и ремонта (ТОиР) воздушного судна (ВС) с использованием «Мобильного комплекса унифицированных средств ремонта воздушных судов» (МКСР).

Техническое обслуживание и ремонт с использованием МКСР является частью стратегий «До обнаружения неисправности» и «По состоянию» [1]. Проект ТОиР с МКСР позволяет выстроить концепцию контроля этапа жизненного цикла ВС – эксплуатация [2, 3] в условиях быстрого отклика на текущие ремонтные потребности

ВС, при наличии ограничений в необходимых средствах технического обслуживания и текущего ремонта и возможностях их быстрой доставки.

Проведен анализ структуры ТОиР ВС в стационарных сервисных центрах, авиаремонтных предприятий и существующих решений ТОиР ВС на местах базирования.

Определена роль и место применения в схеме основных состояний объекта эксплуатации системы ТОиР [3] «Мобильного комплекса унифицированных средств ремонта воздушных судов»: МКСП в нашем случае является инструментом ТОиР высококомобильных авиационных формирований.

Как результат исследований спроектировано ТОиР с МКСП и представлено достигаемое улучшение эффективности [4, 5] вследствие более высокой скорости и низкой стоимости контрольно-ремонтных работ по сравнению с классической моделью [6, 7], по формуле (1) вероятности оперативной продолжительности технического обслуживания:

$$p(t_{T.OY}) = \int_0^{t_{T.OY}} \varphi(t_{T.O}) dt_{T.O} \quad (1)$$

$\varphi(t_{T.O})$ – плотность вероятности распределения

Литература

1. ГОСТ 18322-2016 Межгосударственный стандарт. Система технического обслуживания и ремонта техники.
2. Погосян М.А., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов Учебное пособие. - Издание 5-е. М., изд-во Инновационное машиностроение, 2018 г, 864 с.
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. – EDN ZGQVGN.
4. ГОСТ 21623-76 Показатели для оценки ремонтпригодности. Термины и определения. Переиздание. ноябрь 2006 г.
5. Короленко, В. В. Рациональное распределение заказов на материальные ресурсы при планировании поставок в системе эксплуатации авиационной техники военного назначения / В. В. Короленко, Н. М. Лазников, С. А. Серебрянский // Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности : Международная научно-практическая конференция, Казань, 05–08 августа 2014 года. Том III. – Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2014. – С. 605-608. – EDN TDHRUN.
6. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Potsebnova, V. Lepeshkin // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.
7. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebnova, A. I. Kolosov // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

Maintenance model and aircraft repair using the “Mobile complex of unified aircraft repair tools”

Ganin S.V.¹, Istratov D.V.², Safoklov B.B.³

¹Ilyushin Aviation Complex, Moscow, Russia

²Southern Federal University, Rostov-on-Don, Russia

³Moscow Aviation Institute, Russia

The paper presents a designed model of maintenance and repair (MR) of an aircraft using the "Mobile Complex of Unified Aircraft Repair Facilities" (MCUARF).

Maintenance and repair using MCUARF is part of the "Before Fault Detection" and "As-is" strategies [1]. The MR project with the MCUARF allows us to build a concept for monitoring the stage of the aircraft life cycle– operation [2] in conditions of rapid response to the current repair needs of the aircraft, with limitations in the necessary maintenance and repair facilities and the possibilities of their rapid delivery.

The analysis of the structure of the MR of the aircraft in stationary service centers, aircraft repair enterprises and existing solutions for MR of the aircraft at the locations is carried out.

The role and place of application in the scheme of the main conditions of the object of operation of the MR system [3] of the "Mobile complex of unified aircraft repair facilities" is determined: the MCUARF in our case is a tool for MR of highly mobile aviation formations.

As a result of the research, MR with MCUARF was designed and the achieved efficiency improvement was presented [4, 5] as a result of higher speed and lower cost of control and repair work compared to the classical model [6, 7], according to the formula (1) probability of operational maintenance duration:

$$p(t_{T.O\gamma}) = \int_0^{t_{T.O\gamma}} \varphi(t_{T.O}) dt_{T.O} \quad (1)$$

$\varphi(t_{T.O})$ – probability density of the distribution

References

1. GOST 18322-2016 Interstate standard. The system of maintenance and repair of equipment.
2. Pogosyan M.A., Strelets D.Y. et al. Aircraft Design Tutorial. - Edition 5-E. M., Innovative Machine Building Publishing house, 2018, 864 p.
3. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aircraft / 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
4. GOST 21623-76 Indicators for assessing maintainability. Terms and definitions. Reissue. November 2006.
5. Rational distribution of orders for material resources when planning supplies in the system of operation of military aviation equipment / V. V. Korolenko, N. M. Laznikov, S. A. Serebryansky // Search for effective solutions in the process of creating and implementing scientific developments in the Russian aviation and rocket and space industry : International Scientific and Practical Conference, Kazan, Vol. III. – K.: KSTU Publishing House, 2014. – pp. 605-608.
6. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Pocebneva, V. Lepeshkin // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.
7. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry,

Подход к оценке затрат на техническое обслуживание и ремонт

Сидорова Ю.Ю.¹

¹МАИ, Москва

Чтобы поддерживать оборудование в исправном техническом состоянии, нужны серьезные финансовые траты. Оптимизация затрат на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР) помогает сократить расходы предприятий, повысить величину оборотных средств компании, способствует более качественному проведению регламентных работ, продлению срока службы оборудования [1, 2].

В данной работе изучалась методология по принятию авиакомпаний решений по выбору поставщика услуг для проведения технического обслуживания и ремонта воздушных судов. В настоящее время существует потребность авиакомпаний к грамотному подходу оценки и затрат на ТО и ремонт, поэтому в данной статье были разобраны различные методы по выбору поставщика [3, 4]. Авиакомпании выбирают поставщиков ТОиР с низкой стоимостью услуг по техническому обслуживанию и ремонту при заданном качестве и приемлемом времени простоя воздушного судна.

Снижение расходов на эксплуатационные ремонты достигается путем увеличения межремонтных ресурсов при своевременном и высококачественном проведении всех видов технического обслуживания, соблюдения правил технической эксплуатации парка авиационной техники и выполнения технических работ в необходимые сроки, в требуемом объеме и с высоким качеством.

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. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Potsebneva, V. Lepeshkin // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWVWX.

3. Короленко, В. В. Рациональное распределение заказов на материальные ресурсы при планировании поставок в системе эксплуатации авиационной техники военного назначения / В. В. Короленко, Н. М. Лазников, С. А. Серебрянский // Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности : Международная научно-практическая конференция, Казань, 05–08 августа 2014 года. Том III. – Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2014. – С. 605-608. – EDN TDHRUN.

4. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // Conference “INTERAGROMASH 2021”. Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

Approach to the assessment of maintenance and repair costs

Sidorova Y.Y.¹

¹MAI, Moscow

In order to maintain the equipment in good technical condition, serious financial expenses are needed. Optimization of maintenance and repair costs helps to reduce the costs of enterprises, increase the value of the company's working capital, contributes to better routine maintenance, prolonging the service life of equipment [1, 2].

In this article, the methodology of airline decision-making on the choice of a service provider for aircraft maintenance and repair was studied. Currently, there is a need for airlines to take a competent approach to assessing both maintenance and repair costs, therefore, various methods for choosing a supplier have been analyzed in this article [3, 4].

Airlines choose MRO suppliers with a low cost of maintenance and repair services at a given quality and acceptable downtime of the aircraft, and reducing the cost of maintenance repairs is achieved by increasing the inter-repair runs with timely and high-quality.

References

1. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aircraft / 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

2. Improving the Efficiency of Production Processes of Enterprises of the Aviation Industry / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. Pocebneva, V. Lepeshkin // Conference "INTERAGROMASH 2021". Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 1005-1019. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_91. – EDN WHVWTX.

3. Rational distribution of orders for material resources when planning supplies in the system of operation of military aviation equipment / V. V. Korolenko, N. M. Laznikov, S. A. Serebryansky // Search for effective solutions in the process of creating and implementing scientific developments in the Russian aviation and rocket and space industry : International Scientific and Practical Conference, Kazan, Vol. III. – K.: KSTU Publishing House, 2014. – pp. 605-608.

4. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // Conference "INTERAGROMASH 2021". Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

К вопросу формирования оптимальной программы технического обслуживания воздушных судов в условиях эксплуатационного авиапредприятия

Чинючин Ю.М.¹, Грузд А.Д.¹

¹МГТУ ГА, г. Москва, Россия,

Решение задачи исследования и разработки оптимальной программы технического обслуживания сопряжено с определенными трудностями объективного характера. Они, прежде всего, связаны с тем, что решение задачи необходимо осуществлять уже на ранних стадиях создания магистральных самолетов одновременно с проработкой новых конструктивно-технологических решений, предопределяющих эффективное применение прогрессивных методов технического обслуживания [1]. В свою очередь, разработка оптимальной стратегии технического обслуживания сопряжена с необходимостью учета целого ряда различных факторов, особенности

влияния которых неизвестны в силу отсутствия опыта эксплуатации вновь создаваемых магистральных самолетов, статистической информации, необходимой для целенаправленного исследования эксплуатации воздушных судов [2, 3]. В связи с этим, в ряде случаев, когда на стадии разработки новых типов самолетов необходимо формирование основных положений будущей системы технического обслуживания и соответствующей ей принципов обеспечения эксплуатационной технологичности, наиболее приемлемым способом исследования и разработки новых положений является системное исследование, и в частности, метод статистического моделирования [4, 5].

В настоящем докладе рассмотрена методика, способствующая формированию оптимальной программы технического обслуживания воздушных судов с возможностью пересмотра объема и периодичности выполнения работ для изделий функциональных систем авиационной техники в конкретном эксплуатационном авиапредприятии с целью сокращения затрат времени, труда и средств на техническое обслуживание, что в конечном итоге способствует повышению экономичности эксплуатации парка воздушных судов.

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. Самуленков, Ю. И. Построение имитационной математической модели системы технического обслуживания воздушных судов / Ю. И. Самуленков, Я. А. Филатова, А. Д. Грузд // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2021. – Т. 24, № 4. – С. 38-49. – DOI 10.26467/2079-0619-2021-24-4-38-49. – EDN DSMIFS.

3. Технологии интегрированной логистической поддержки в процессах жизненного цикла авиационной техники : Научное издание в авторской редакции / Е. В. Судов, А. Н. Петров, А. В. Петров [и др.] ; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Кафедра № 101 "Проектирование и сертификация авиационной техники". – Москва : Общество с ограниченной ответственностью "Эдитус", 2018. – 174 с. – ISBN 978-5-00058-821-5. – EDN YYAKTZ.

4. Грузд, А. Д. Применение системного подхода при формировании режимов ТО ФС ЛА с учетом влияния условий эксплуатации / А. Д. Грузд // Наука. Техника. Человек: мировоззренческие, исторические и методологические проблемы : Межвузовский сборник научных работ научно-практической конференции, Москва, 18 ноября 2020 года. Том Выпуск 10. – Москва: Московский государственный технический университет гражданской авиации (МГТУ ГА), 2020. – С. 70-72. – EDN RPWYUB.

5. Подход к оценке надёжности самолётных систем с использованием метода анализа логических схем / С. А. Серебрянский, Хуан Чжэн, Ю. Н. Тихтей, В. В. Кременчуцкий // Научно-технический вестник Поволжья. – 2022. – № 8. – С. 28-31.

To the question of the formation of an optimal program for the maintenance of aircraft in the conditions of an operational aviation enterprise

Chinyuchin Y.M.¹, Gruzd A.D.¹

¹ MSTU CA, Moscow, Russia;

Solving the problem of research and development of an optimal maintenance program is associated with certain difficulties of an objective nature. First of all, they are related to the fact that the solution of the problem must be carried out already at the early stages of the creation of long-haul aircraft simultaneously with the development of new design and technological solutions that predetermine the effective use of advanced maintenance methods

[1]. In turn, the development of an optimal maintenance strategy is associated with the need to take into account a number of different factors, the features of the influence of which are unknown due to the lack of operating experience of newly created mainline aircraft, statistical information necessary for a targeted study of aircraft operation [2, 3]. In this regard, in a number of cases, when at the stage of development of new types of aircraft it is necessary to form the main provisions of the future maintenance system and the corresponding principles for ensuring operational manufacturability, the most appropriate way to research and develop new provisions is a systematic study, and in particular, the method of statistical modeling [4, 5].

This report discusses a methodology that contributes to the formation of an optimal aircraft maintenance program with the possibility of revising the scope and frequency of work for products of functional systems of aviation equipment in a particular operating airline in order to reduce the time, labor and cost of maintenance, which ultimately contributes to increasing the efficiency of aircraft fleet operation.

References:

1. 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.

2. Samulenkov, Yu. I. Construction of a simulation mathematical model of an aircraft maintenance system / Yu. I. Samulenkov, Ya. A. Filatova, A. D. Gruzd // Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation. - 2021. - T. 24, No. 4. - S. 38-49. – DOI 10.26467/2079-0619-2021-24-4-38-49. – EDN DSMIFS.

3. Technologies of integrated logistics support in the processes of the life cycle of aviation equipment: Scientific publication in the author's edition / E.V. Sudov, A. N. Petrov, A. V. Petrov [and others]; Moscow Aviation Institute (National Research University), Department No. 101 "Design and Certification of Aviation Engineering". - Moscow: Limited Liability Company "Editus", 2018. - 174 p. – ISBN 978-5-00058-821-5. – EDN YYAKTZ.

4. Gruzd, A. D. Application of a systematic approach in the formation of aircraft FS maintenance modes, taking into account the influence of operating conditions / A. D. Gruzd // Nauka. Technique. Man: worldview, historical and methodological problems: Interuniversity collection of scientific papers of the scientific-practical conference, Moscow, November 18, 2020. Volume Issue 10. - Moscow: Moscow State Technical University of Civil Aviation (MSTUCA), 2020. - P. 70-72. – EDN RPWYUB.

5. Serebryansky S. A., Zheng Huang, Tikhtey Yu. N., Kremenchutsky V. V. Approach to assessing the reliability of aircraft systems using the method of logic circuit analysis // Scientific and technical bulletin of the Volga region. - 2022. - No. 8. - S. 28-31.

Влияние применения материалов композитных структур на ремонтпригодность и весовые характеристики маневренного сверхзвукового самолёта

Маланко Г.Е.¹, Тихтей Ю.Н.¹, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Композиционный материал (КМ), применяемый в конструкции конкурентоспособного сверхзвукового маневренного самолёта – предназначен для обеспечения требуемых условий прочности и жесткости, аэродинамических характеристик а также условий температурного нагрева конструкции, на звуковых скоростях полёта, и радиолокационной заметности [1, 2, 3]. Полимерные композиты – многокомпонентные материалы на основе макромолекулярного соединения (пластика), которое армируется различными наполнителями.

Высокая удельная прочность; высокая жесткость; высокая износостойкость; высокая усталостная прочность; стойкость к вибро- и акустическим нагрузкам;

возможность управления в широких пределах анизотропией свойств отражают преимущества КМ.

Главным достоинством композитов перед металлическими конструкциями является меньший вес при той же заданной прочности и жесткости [4, 5, 6].

В данной работе рассматривается ремонтпригодность композитных структур, отличительной особенностью которых является лёгкость в механической обработке. При этом материал не крошится, не ломается, не покрывается трещинами. Есть возможность окрашивания, покрытия защитной плёнкой.

Внесение любой частицы в полимер с модулем упругости, отличным от модуля матрицы, приводит к возникновению перенапряжений на границе частица-матрица. Материалы, из которых состоят матрица и частица, имеют различные коэффициенты линейного температурного расширения [7, 8]. Введение менее прочного наполнителя (например, эластомера) в твердую пластмассу ослабляет сечение, в котором действуют напряжения, и снижает сопротивление разрушению. Большая стоимость в сравнении с металлическими конструкциями (окупаемость использования достигается лишь при длительной эксплуатации).

В ходе исследований выявлено, что существенным недостатком полимерных композитов является ударная прочность. В структуре могут образовываться царапины, вмятины, отрывы поверхностного слоя монолитной детали, повреждения молниезащитного слоя, раковины, расслоения, забоины, трещины. Также при небрежной механической обработке появляются проколы и неправильно просверленные отверстия. Все эти дефекты негативно сказываются на первоначальных характеристиках КМ.

Применение КМ из углепластика уменьшает массу изготавливаемого изделия в 1,7-5 раз (в зависимости от марки металлической детали). Это следует из отношений плотностей сравниваемых марок материалов

Применение композиционных материалов влечет снижение веса конструкции при той же заданной прочности и жесткости, при этом применение ПКМ приводит к увеличению трудоемкости ремонта изделий.

Литература

1. A. Shiryayev and S. Serebryansky, "Methods for Reducing Temperature Heating in Supersonic Aircraft Structures," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934688.

2. Serebryansky, S. A. To the question of optimizing product life cycle STAGES / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911045. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911045. – EDN GADDQI.

3. Barabanov, A. Modeling of Product Life Cycle Stages Optimization Taking into Consideration Uncertainty of the Main Parametrical Variables / A. Barabanov, S. Serebryansky // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9247777. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247777. – EDN MZMRGJ.

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. G. Resulkulyeva and S. Serebryansky, "Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934439.

6. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

7. Gavva, L. M. Kinematic model of refined theory and exact analytical solutions of static and buckling problems of structurally-anisotropic composite panels of aircraft / L. M. Gavva // 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2021 : 32, Shanghai, 06–10 сентября 2021 года. – Shanghai, 2021. – EDN RHFNAF.

8. Gavva, L. M. New Model and Analytical Review of Approaches to Buckling Problem Investigation of Structurally Anisotropic Aircraft Panels Made from Composite Materials / L. M. Gavva // Lecture Notes in Electrical Engineering. – 2020. – Vol. 622. – P. 163-175. – DOI 10.1007/978-981-15-1773-0_12. – EDN GEHUII.

The effect of the use of composite structure materials on the maintainability and weight characteristics of a maneuverable supersonic aircraft

Malanko G.E.¹, Tikhtey Y.N.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Composite material (KM) used in the design of a competitive supersonic maneuverable aircraft is designed to provide the required conditions of strength and rigidity, aerodynamic characteristics, as well as conditions of thermal heating of the structure, at sound flight speeds, and radar visibility [1, 2, 3]. Polymer composites are multicomponent materials based on macromolecular compound (plastic), which is reinforced with various fillers.

High specific strength; high rigidity; high wear resistance; high fatigue strength; resistance to vibration and acoustic loads; the ability to control the anisotropy of properties over a wide range reflect the advantages of KM.

The main advantage of composites over metal structures is lower weight with the same specified strength and rigidity [4, 5, 6].

In this paper, the maintainability of composite structures is considered, the distinctive feature of which is ease of machining. At the same time, the material does not crumble, does not break, is not covered with cracks. There is a possibility of staining, coating with a protective film.

The introduction of any particle into a polymer with an elastic modulus other than the matrix modulus leads to overvoltages at the particle-matrix interface. The materials that make up the matrix and the particle have different coefficients of linear thermal expansion [7, 8]. The introduction of a less durable filler (for example, elastomer) into a hard plastic weakens the cross section in which stresses act and reduces the resistance to destruction. High cost in comparison with metal structures (payback of use is achieved only with long-term operation).

In the course of research, it was revealed that a significant disadvantage of polymer composites is impact strength. Scratches, dents, detachments of the surface layer of a monolithic part, damage to the lightning protection layer, shells, delaminations, nicks, cracks may form in the structure. Also, punctures and incorrectly drilled holes appear during careless machining. All these defects negatively affect the initial characteristics of the KM.

The use of CM made of carbon fiber reduces the mass of the manufactured product by 1.7-5 times (depending on the brand of the metal part). This follows from the ratio of densities of the compared grades of materials

The use of composite materials entails a reduction in the weight of the structure with the same specified strength and rigidity, while the use of PCM leads to an increase in the complexity of repairing products.

References

1. A. Shiryayev and S. Serebryansky, "Methods for Reducing Temperature Heating in Supersonic Aircraft Structures," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934688.
2. Serebryansky, S. A. To the question of optimizing product life cycle STAGES / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911045. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911045. – EDN GADDQI.
3. Barabanov, A. Modeling of Product Life Cycle Stages Optimization Taking into Consideration Uncertainty of the Main Parametrical Variables / A. Barabanov, S. Serebryansky // Proceedings of 2020 13th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2020 : 13, Moscow, 28–30 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9247777. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247777. – EDN MZMRGJ.
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. G. Resulkulyeva and S. Serebryansky, "Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934439.
6. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.
7. Gavva, L. M. Kinematic model of refined theory and exact analytical solutions of static and buckling problems of structurally-anisotropic composite panels of aircraft / L. M. Gavva // 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2021 : 32, Shanghai, 06–10 сентября 2021 года. – Shanghai, 2021. – EDN RHFNAF.
8. Gavva, L. M. New Model and Analytical Review of Approaches to Buckling Problem Investigation of Structurally Anisotropic Aircraft Panels Made from Composite Materials / L. M. Gavva // Lecture Notes in Electrical Engineering. – 2020. – Vol. 622. – P. 163-175. – DOI 10.1007/978-981-15-1773-0_12. – EDN GEHUII.

Расшифровка полётной информации для планирования работ по техническому обслуживанию ГТД при эксплуатации по состоянию

Трифонов М.Ю.¹, Журавлёв В.П.²

¹ МГТУ ГА, г. Москва, Россия

² ООО «СкайЛайт», г. Москва, Россия

В современных условиях в процессе эксплуатации ВС одной из важнейших целей авиакомпаний является своевременное определение предельно безопасного состояния ГТД с целью предотвращения авиационных происшествий по причине отказа двигателей. В настоящий момент все авиакомпании, эксплуатирующие ВС с двигателями западного производства полностью лишены возможности сопровождения от производителя по своим программам мониторинга состояния двигателей [1].

Программы технического обслуживания современных двигателей построены на основе получения данных по диагностике состояния двигателей.

На данный момент, без внедренной российской системы анализа параметров СУ и диагностики двигателей, невозможна безопасная эксплуатация большинства СУ

зарубежного производства [2, 3]. Опыт применения программ производителя по мониторингу состояния двигателей показывает, что методика, применяемая подразделением разработчика двигателей GE CF6-80C2B «ADEM» (Advanced diagnostics & Engine Management) не позволяла своевременно спрогнозировать разрушение двигателя.

Ярким примером может служить инцидент от 23.07.2019 в авиакомпании ООО «АЗУР эйр» с ВС B-767-300ER VP-BUV (После взлета в аэропорту Анталья, на этапе набора высоты, произошло разрушение лопаток правого двигателя). До данного события никаких предупреждений о критичном состоянии СУ от «ADEM» не поступало, мониторинг осуществлялся по данным расшифровок ПИ, передаваемых каждую декаду в подразделение «ADEM».

Таким образом, приходится констатировать то обстоятельство, что метод контроля, используемый подразделением «ADEM», как пример программы диагностики состояния двигателя от разработчика СУ, является достаточно грубым и не может предупредить критичное состояние двигателя.

Наиболее эффективным методом оценки характера вибрации, оказался спектральный анализ, который позволяет определить фактическое состояние двигателя и деградацию его характеристик, а также спрогнозировать отказное состояние [4].

После замены двигателя была проведена расшифровка ПИ и проведен анализ с применением метода спектрального анализа и получены результаты, которые показали положительные результаты, демонстрирующие эффективность метода.

Результаты проведенных исследований позволяют сделать вывод о эффективности метода и возможности его применения для своевременного вывода двигателя из эксплуатации с целью проведения профилактических работ в специализированной организации по ТО по восстановлению газодинамического тракта с минимальными издержками и без угрозы для безопасности полётов.

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. В.А.Карасев, И.П.Максимов, М.К.Сидоренко. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей – М., Машиностроение, 1978 с. 132

3. Strelets, D. Yu. Research of the possibility of improving the traction and economic characteristics of a supersonic passenger aircraft engine through minimal modifications to the high-pressure compressor / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Journal of Physics: Conference Series, Krasnoyarsk, Russia, 24 сентября – 03 2021 года / Krasnoyarsk Science and Technology City Hall of the Russian Union of Scientific and Engineering Associations. Vol. Volume 2094. – Krasnoyarsk, Russia: IOP Publishing Ltd, 2021. – P. 42055. – DOI 10.1088/1742-6596/2094/4/042055. – EDN PSCEXV.

4. Прогнозирование вибростояния авиадвигателей с позиций классификационных задач О.Ф. Машошин Научный вестник МГТУ ГА. 2014 г. С. 7

Decoding of flight information for planning maintenance work of the gas turbine engine during operation according to the condition

Trifonov M.Y.¹, Zhuravlev V.P.²

¹ MGTU CA, Moscow, Russia

² SkyLight LLC, Moscow, Russia

At the moment, without the implemented Russian system of SU parameters analysis and engine diagnostics, safe operation of most foreign-made SU is impossible. [2, 3]. The experience of using the manufacturer's programs for monitoring the condition of engines

shows that the methodology used by the GE CF6-80C2B engine developer division "ADEM" (Advanced diagnostics & Engine Management) did not allow timely prediction of engine failure.

A striking example is the incident of 23.07.2019 at AZUR Air LLC with the B-767-300ER VP-BUV aircraft (After takeoff at Antalya airport, at the stage of climb, the right engine blades were destroyed). Prior to this event, there were no warnings about the critical condition of the SU from ADEM, monitoring was carried out according to the data of the PI transcripts transmitted every decade to the ADEM division.

Thus, we have to state the fact that the control method used by the ADEM division, as an example of an engine condition diagnostic program from the SU developer, is quite crude and cannot prevent the critical condition of the engine.

The most effective method of assessing the nature of vibration was spectral analysis, which allows you to determine the actual condition of the engine and the degradation of its characteristics, as well as predict the failure state. [4].

After replacing the engine, the PI was decoded and analyzed using the spectral analysis method and the results were obtained, which showed positive results demonstrating the effectiveness of the method.

The results of the conducted studies allow us to conclude about the effectiveness of the method and the possibility of its application for the timely decommissioning of the engine in order to carry out preventive maintenance in a specialized organization for the restoration of the gas dynamic tract with minimal costs and without a threat to flight safety.

References

1. 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

2. V.A.Karasev, I.P.Maksimov, M.K.Sidorenko. Vibration diagnostics of gas turbine engines – M., Mechanical Engineering, 1978 p. 132

3. Strelets, D. Yu. Research of the possibility of improving the traction and economic characteristics of a supersonic passenger aircraft engine through minimal modifications to the high-pressure compressor / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Journal of Physics: Conference Series, Krasnoyarsk, Russia, 24 сентября – 03 2021 года / Krasnoyarsk Science and Technology City Hall of the Russian Union of Scientific and Engineering Associations. Vol. Volume 2094. – Krasnoyarsk, Russia: IOP Publishing Ltd, 2021. – P. 42055. – DOI 10.1088/1742-6596/2094/4/042055. – EDN PSCEXV.

4. Forecasting the vibration state of aircraft engines from the standpoint of classification problems O.F. Mashoshin Scientific Bulletin of MSTU CA. 2014 p. 7

Влияние аэродинамического нагрева конструкции планера на эксплуатационную живучесть скоростного самолёта

Гридин А.В.¹, Прихошко С.М.², Сафин А.М.³, Бодарев В.М.⁴

¹МАИ, г. Москва, Россия

²ПАО «Ил», г. Москва, Россия

³ВУНЦ ВВС, г. Воронеж, Россия

⁴ПАО «Туполев», г. Москва, Россия

Конкурентоспособность перспективных скоростных самолётов представляет собой совокупность их экономических, технических и эксплуатационных свойств, которая позволяет выдержать конкуренцию на мировом рынке с другими летательными аппаратами (ЛА) [1, 2].

Эксплуатационная живучесть ЛА представляет собой свойство, обеспечивающее безопасность эксплуатации по условиям прочности при частичном или полном

разрушении силовых элементов конструкции на этапе эксплуатации или при выполнении ремонта [3, 4].

При достижении ЛА больших сверхзвуковых скоростей появляется необходимость обеспечения эксплуатационной живучести и прочности конструкции планера самолёта в условиях нагрева. При полёте с такими скоростями происходит повышение температуры воздуха, который обтекает поверхность ЛА, что приводит к нагреву элементов конструкции (так называемый «аэродинамический нагрев»). Нагрев воздуха происходит в скачках уплотнения, образующихся вокруг самолёта, а также в пограничном слое за счёт трения поверхностей конструкции о воздух.

В данной работе рассматривается влияние нагрева конструкции на её эксплуатационную живучесть [5, 6]. Оцениваются следующие аспекты:

- снижение механических характеристик конструктивных материалов при высокой температуре;
- нагрев может приводить к возникновению температурных напряжений в элементах конструкции планера и элементах самолётных систем;
- возникновение явления ползучести материала, то есть непрерывная пластическая деформация элементов конструкции при неизменной нагрузке.

Множественность повторяемых скоростных и тепловых нагрузок, специфика режимов полёта с учётом всепогодных и различных климатических условий, резкий перепад температур требуют нового подхода к проектированию конструкции агрегатов планера и выбору конструкционных материалов с учётом эксплуатационной живучести.

Проблема компромисса при рассмотрении данной проблемы состоит в том, что одновременное достижение оптимальных показателей по всем частным и общим проектным параметрам практически неосуществимо. Для их сравнения необходим перебор такого принципа рациональности вариантов, который делает оптимизацию условной, что в свою очередь влияет на массу составных частей самолёта [7, 8, 9] в зависимости от глубины реализации мероприятий по снижению влияния температурного нагрева.

Особенно важно учитывать эти аспекты при проектировании пассажирского скоростного самолёта, когда первостепенное значение имеют увеличение ресурса и себестоимость, безопасность полетов и комфортность, простота обслуживания и снижение воздействия на окружающую среду.

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. Barabanov, A. V. Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling / A. V. Barabanov, S. A. Serebryansky // *Aerospace Systems*. – 2021. – Vol. 4. – No 2. – P. 171-177. – DOI 10.1007/s42401-020-00079-2. – EDN SJUUGV.

3. Гридин, А. В. Исследование вопросов надёжности и живучести авиационных конструкций / А. В. Гридин // Гагаринские чтения - 2023 : Сборник тезисов докладов XLIX Международной молодежной научной конференции, Москва, 11–14 апреля 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 31. – EDN GJPGFP.

4. 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.

5. Ширяев, А. В. Методы снижения температурного нагрева конструкции сверхзвукового самолёта / А. В. Ширяев, 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. 925-931. – DOI 10.25728/mlsd.2022.0925. – EDN RGIVBP.

6. Ширяев, А. В. К вопросу снижения температурного нагрева конструкции планера сверхзвукового самолёта / А. В. Ширяев, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 78-80. – EDN EFWBYG.

7. A. Shiryayev and S. Serebryansky, "Methods for Reducing Temperature Heating in Supersonic Aircraft Structures," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934688.

8. G. Resulkulyeva and S. Serebryansky, "Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, doi: 10.1109/MLSD55143.2022.9934439.

9. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

Influence of the airframe structure aerodynamic heating on the high-speed aircraft damage tolerance

Gridin A.V.¹, Prikhoshko S.M.², Safin A.V.³, Bodarev V.M.⁴

¹МАИ, Moscow, Russian Federation

²PJSC "IL", Moscow, Russian Federation

³ Russian Air Force MESC, Voronezh, Russian Federation

⁴PJSC "Tupolev", Moscow, Russian Federation

The competitiveness of a state-of-the-art high-speed aircraft is a combination of their economic, technical and operational properties, which allows them to sustain competition in the world market with other aircraft [1, 2].

The damage tolerance of an aircraft is a property that ensures the operational safety under strength terms in case of partial or complete destruction of the load-bearing structures during operation or repair [3, 4].

It becomes necessary to ensure the damage tolerance and structural toughness of the airframe under heating conditions when the aircraft reaches high supersonic speeds. The temperature of the air that flows around the surface of the aircraft increases during the operation at such speeds, which leads to heating of the structural elements (the so-called "aerodynamic heating"). Air heating occurs in the compression shock waves formed around the aircraft, as well as in the boundary layer due to the air friction of the structure surfaces.

In this paper, the influence of structure heating on its damage tolerance is considered [5, 6]. The following aspects are evaluated:

- reduction of structural materials mechanical characteristics at high temperature;
- heating can lead to the occurrence of temperature stresses in the structural elements of the airframe and aircraft systems elements;
- the occurrence of the material creep phenomenon, i.e. continuous plastic deformation of structural elements under constant load.

The multiplicity of repeated high-speed and thermal loads, the specifics of flight modes taking into account all-weather and various climatic conditions, a sudden temperature

drop require a new approach to the airframe design and the choice of structural materials considering damage tolerance.

The problem of compromise, when considering this problem, is that it is practically impossible to achieve optimal indicators for all particular and general design parameters simultaneously. To compare them, it is necessary to sort through such a principle of rationality of options, that makes optimization conditional, which in turn affects the mass of the aircraft components [7, 8, 9] depending on the depth of measures implementation to reduce the influence of temperature heating.

It is especially important to take these aspects into account when designing a passenger high-speed aircraft, when increasing the resource and cost, flight safety and comfort, ease of maintenance and reducing environmental impact are of paramount importance.

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. – EDN ZGQVGN

2. Barabanov, A. V. Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling / A. V. Barabanov, S. A. Serebryansky // Aerospace Systems. – 2021. – Vol. 4. – No 2. – P. 171-177. – DOI 10.1007/s42401-020-00079-2. – EDN SJUUGV.

3. 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.

4. 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. – EDN PJOIAQ.

5. Shiryayev A.V. "Methods for reducing the temperature heating of the supersonic aircraft structure" / A. V. Shiryayev, S. A. Serebryansky // Management of large-scale system development (MLSD): 15th International Conference, Moscow, Russian Federation, 2022/ Under the general editorship of S.N. Vasiliev, A.D. Tsvirkun. – Moscow: V. A. Trapeznikov Institute of Control Sciences, 2022. – pp. 925-931. – DOI 10.25728/mlsd.2022.0925. – EDN RGIVBP.

6. 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.

7. A. Shiryayev and S. Serebryansky, "Methods for Reducing Temperature Heating in Supersonic Aircraft Structures," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, DOI: 10.1109/MLSD55143.2022.9934688.

8. G. Resulkulyeva and S. Serebryansky, "Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis," 2022 15th International Conference Management of large-scale system development (MLSD), Moscow, Russian Federation, 2022, pp. 1-5, DOI: 10.1109/MLSD55143.2022.9934439.

9. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // Proceedings of 2021 14th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2021: 14, Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

Формирование и совершенствование процедур поддержания летной годности беспилотных воздушных судов с использованием методов имитационного моделирования

Самуленков Ю.И.¹, Филатова Я.А.¹

¹ МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Развитие беспилотной авиации в настоящее время приобретает особую актуальность [1, 2]. Одним из ключевых факторов, влияющих на поддержание летной годности, являются режимы технического обслуживания беспилотных воздушных судов (БВС) с учётом их технического облика и конфигурации [3, 4]. Определение объема и периодичности технического обслуживания авиационной техники требуют научного подхода и различных методов. К таким методам относятся марковские случайные процессы с дискретными состояниями и непрерывным временем и другие методы имитационного моделирования.[5, 6, 7].

В настоящем докладе рассмотрены аспекты поддержания летной годности БВС. В процессе исследования разработана программа моделирования системы поддержания летной годности воздушных судов. В работе использованы марковские случайные процессы с дискретными состояниями и непрерывным временем.

В процессе исследования:

- выполнен анализ нормативной и научной литературы по вопросам поддержания летной годности БВС;
- разработана концептуальная схема исследуемой системы ТО парка БВС, позволяющая построить моделирующий алгоритм;
- разработан граф состояний процесса технической эксплуатации БВС;
- предложены расчетные зависимости вероятностей и интенсивностей для построения математической модели функционирования системы технической эксплуатации;
- разработан алгоритм и программа моделирования системы поддержания летной годности беспилотных воздушных судов «СИСТЕМА PLG BAS» в среде Visual Studio Code на языке C++;
- получены показатели эффективности системы ПЛГ БВС с учетом отхода на периодическое техническое обслуживание.
- получены зависимости исправности парка ВС с учетом выполнения периодического ТО.

Результаты исследования рекомендуется использовать на авиационных предприятиях, в организациях по ТО БВС, разработчикам и изготовителям авиационной техники на этапах проектирования, производства и эксплуатации.

Литература:

1. Распоряжение Правительства РФ от 5 октября 2021 г. № 2806-р Об утверждении Концепции и плана реализации Концепции интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство РФ в части развития технологий. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/402806027/> (дата обращения: 15.02.2023).

2. Кара, Г. Ю. Актуальность разработки и производства беспилотных летательных аппаратов специального назначения / Г. Ю. Кара, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : тезисы 21ой международной конференции, Москва, 21–25 ноября 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 34-36. – EDN EZUAZI.

3. Осяев, А. Т. Формирование облика беспилотного летательного аппарата в едином информационном пространстве жизненного цикла с использованием программно-аппаратных платформ / А. Т. Осяев, С. А. Серебрянский, И. В. Куприков //

Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 169-171. – EDN MYICQX.

4. 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.

5. Самуленков Ю.И., Филатова Я.А., Грузд А.Д. Построение имитационной математической модели системы технического обслуживания воздушных судов //Научный Вестник МГТУ ГА Том 24, №4, август 2021

6. Самуленков Ю. И., Кириллова Н. Б., Далецкий С. С., Рогозин Р. М. Организационно-технические аспекты обеспечения летной годности беспилотных воздушных судов Научный вестник ГосНИИ ГА № 39 Москва 2022, с. 60 – 71.

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. – EDN ZGQVGN.

Formation and improvement of procedures for maintaining the airworthiness of unmanned aircraft using simulation methods

Samulenkov Yu.I.¹, Filatova Y.A.¹

¹ Moscow State University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The development of unmanned aircraft is currently becoming particularly relevant [1, 2]. One of the key factors affecting the maintenance of airworthiness are maintenance modes of unmanned aircraft (UAVs), taking into account their technical appearance and configuration [3, 4]. Determining the volume and frequency of maintenance of aviation equipment requires a scientific approach and various methods. Such methods include Markov random processes with discrete states and continuous time and other simulation methods.[5, 6, 7].

This report discusses aspects of maintaining the airworthiness of the UAV. In the course of the research, a simulation program for the aircraft airworthiness maintenance system was developed. The paper uses Markov random processes with discrete states and continuous time.

In the process of research:

- the analysis of normative and scientific literature on the issues of maintaining the airworthiness of the UAV was carried out;
- a conceptual scheme of the studied UAV park maintenance system has been developed, which makes it possible to build a modeling algorithm;
- a graph of the states of the process of technical operation of the UAV has been developed;
- the calculated dependences of probabilities and intensities for the construction of a mathematical model of the functioning of the technical operation system are proposed;
- developed an algorithm and a program for modeling the airworthiness maintenance system of unmanned aircraft "SISTEMA PLG BAS" in Visual Studio Code environment in C++;
- the efficiency indicators of the BWS PLC system were obtained, taking into account the waste for periodic maintenance.

- dependences of the serviceability of the aircraft fleet are obtained, taking into account the implementation of periodic maintenance.

The results of the study are recommended for use at aviation enterprises, in organizations for maintenance of aircraft, developers and manufacturers of aviation equipment at the stages of design, production and operation.

References

1. Decree of the Government of the Russian Federation No. 2806-r dated October 5, 2021 On Approval of the Concept and Implementation Plan for the Concept of Integration of Unmanned Aircraft into the Unified Airspace of the Russian Federation in Terms of Technology Development. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/402806027/> (accessed: 02/15/2023).

2. Kara, G. Yu. The relevance of the development and production of unmanned aerial vehicles for special purposes / G. Yu. Kara, S. A. Serebryansky // Aviation and cosmonautics : abstracts of the 21st International Conference, Moscow, November 21-25, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 34-36. – EDN EZUAZI.

3. Osyayev, A. T. Formation of the appearance of an unmanned aerial vehicle in a single information space of the life cycle using software and hardware platforms / A. T. Osyayev, S. A. Serebryansky, I. V. Kuprikov // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions : abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, 29 August – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 169-171. – EDN MYICQX.

4. Serebryansky, S. A. Some approaches to managing the configuration of unmanned aircraft systems at the stages of the life cycle / 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 / Under the general editorship of S.N. Vasiliev, A.D. Tsvirkun. – Moscow: V.A. Trapeznikov Institute of Management Problems of the Russian Academy of Sciences, 2021. – pp. 1202-1211. – DOI 10.25728/4499.2021.39.74.001. – EDN WOEBMH.

5. Samulenkov Yu.I., Filatova Y.A., Gruzd A.D. Construction of a simulation mathematical model of an aircraft maintenance system //Scientific Bulletin of MSTU GA Volume 24, No. 4, August 2021

6. Samulenkov Yu. I., Kirillova N. B., Daletsky S. S., Rogozin R. M. Organizational and technical aspects of ensuring the airworthiness of unmanned aircraft Scientific Bulletin of GosNII GA No. 39 Moscow 2022, pp. 60-71.

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. – EDN ZGQVGN

Определение вероятности возникновения факторов риска и их влияние на безопасность полетов

Данилевский А.А.¹, Серебрянский С.А.¹, Прихошко С.М.², Гончар А.Н.³

¹МАИ, г. Москва, Россия

²ПАО «Ил», г. Москва, Россия

³ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»? г. Москва, Россия

На начальных этапах разработки сложной наукоёмкой продукции в авиастроении создаются определенные абстрактные системы. Далее они преобразуются в готовые изделия в виде определенных технических систем и подсистем (авиационный комплекс, летательный аппарат, силовая установка, и т.д.), и систем с участием

человеческой деятельности (система технического обслуживания и ремонта) предназначенных для обеспечения выполнения функций разрабатываемого изделия [1].

Летательный аппарат – это сложная техническая система, от правильного функционирования которой, в составе авиационного комплекса, зависит жизнь людей. Поэтому в работе специалистов авиационной отрасли ошибки недопустимы. К сожалению, они имеют место, что приводит к аварийным ситуациям и к достаточно большому материальному ущербу [2].

Многие авиакомпании мира используют самолеты, которые по сроку эксплуатации, требуют более тщательного контроля при обслуживании. Авиационный персонал зачастую совершает ошибки, которые ведут к поломке и задержке вылетов. Возрастает количество авиаперевозок, следовательно, возрастает вероятность повреждения самолета обслуживающим персоналом [3, 4]. Изменения в системе образования, в результате чего теоретическая подготовка молодых специалистов отдалается все больше от практики и отсутствие мотивации у сотрудников ведет к снижению концентрации при выполнении работ. Неправильная организация работы персонала, чрезмерная загруженность, а так же другие факторы влияют на качество обслуживания авиаперевозок и безопасность полётов [5, 6].

В данной работе рассматриваются основные, генерирующие факторы риска возникновения событий (определившие реальные катастрофы, характеризующиеся как «недопустимый уровень риска» или «существенный»), влияющих на безопасность полетов самолетов [7]. Приведена систематизация рассматриваемых факторов по степени ответственности за процессы профессиональной подготовки летных специалистов, позволяющая осуществлять совершенствование системы повышения квалификации с учетом проявлений исследуемых авиационных событий.

Проведен обзор существующих подходов для оценки уровня безопасности полётов с помощью методов математического моделирования, разделяемых на две группы:

- группа аналитических методов;
- группа методов с применением имитационного моделирования.

В качестве аналитических моделей рассматриваются:

- модель Райха;
- модель ИКАО;
- методика комплексного моделирования риска столкновения;
- обобщенная модель Райха.

Для имитационных моделей представлено обзорное описание областей применения, описаны методы предсказания траектории развития конфигурации воздушного судна и методы разрешения конфликтов. Описан проект MAREA проводившийся в рамках европейской научно-исследовательской программы в области организации воздушного движения SESAR. Описан отечественный опыт имитационного моделирования процессов выполнения управляемых полетов с оценкой показателей безопасности.

Приводятся достоинства и недостатки аналитических и имитационных методов оценки безопасности полетов, выявленных в ходе исследований и их анализа.

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. Попов, Ю. И. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю. И. Попов, С. А. Серебрянский, М. В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал с приложением. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39.

3. Кузнецов, А. С. Повышение безопасности авиаперевозок путем снижения ошибок персонала при обслуживании и эксплуатации гражданских самолетов / А. С. Кузнецов // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 626-627. – EDN EEYJH.

4. Яблонский, С. Н. Анализ проблем повреждения гражданских самолетов при наземном обслуживании и ремонте / С. Н. Яблонский, А. В. Гостев, А. С. Кузнецов // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 151-153. – EDN NNJFGE.

5. Гостев, А. В. Предиктивный анализ возможности регулярной эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолетов / А. В. Гостев, А. С. Кузнецов, Р. М. Сафин // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 148-150. – EDN ITGJZM.

6. Титов, Е. И. К вопросу проектирования конструкции слабых звеньев навески основных опор шасси / Е. И. Титов, С. А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.

7. Гридин, А. В. Исследование вопросов надёжности и живучести авиационных конструкций / А. В. Гридин // Гагаринские чтения - 2023 : Сборник тезисов докладов XLIX Международной молодежной научной конференции, Москва, 11–14 апреля 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 31. – EDN GJPGFP.

Determination of the probability of occurrence of risk factors and their impact on flight safety

Danilevsky A.A.¹, Serebryansky S.A.¹, Prikhoshko S.M.², Gonchar A.N.³

¹MAI, Moscow, Russia

²PJSC "II", Moscow, Russia

³FAI «CIAM named after P.I. Baranov»

At the initial stages of the development of complex science-intensive products in the aircraft industry, certain abstract systems are created. Further, they are transformed into finished products in the form of certain technical systems and subsystems (aviation complex, aircraft, power plant, etc.), and systems involving human activity (maintenance and repair system) designed to ensure the performance of the functions of the product being developed [1].

An aircraft is a complex technical system, on the proper functioning of which, as part of the aviation complex, people's lives depend. Therefore, mistakes are unacceptable in the work of aviation industry specialists. Unfortunately, they take place, which leads to emergency situations and to quite a lot of material damage [2].

Many airlines of the world use aircraft that, in terms of service life, require more careful control during maintenance. Aviation personnel often make mistakes that lead to breakdowns and delayed departures. The number of air transportation increases, therefore, the probability of damage to the aircraft by maintenance personnel increases [3, 4]. Changes in the education system, as a result of which the theoretical training of young specialists is moving away more and more from practice and the lack of motivation among employees leads to a decrease in concentration when performing work. Improper organization of staff work, excessive workload, as well as other factors affect the quality of air transportation service and flight safety [5, 6].

In this paper, the main risk factors generating events (which determined real disasters, characterized as "unacceptable risk level" or "significant") affecting the safety of aircraft flights are considered [7]. The systematization of the factors under consideration according to the degree of responsibility for the processes of professional training of flight specialists is given, which makes it possible to improve the system of advanced training taking into account the manifestations of the aviation events under study.

The review of existing approaches for assessing the level of flight safety using mathematical modeling methods, divided into two groups, is carried out:

- group of analytical methods;
- a group of methods using simulation modeling.

As analytical models, the following are considered:

- Reich's model;
- the ICAO model;
- methodology of complex modeling of collision risk;
- generalized Reich model.

For simulation models, an overview description of the application areas is presented, methods for predicting the trajectory of the development of the configuration of an airship and methods of conflict resolution are described. The MAREA project carried out within the framework of the European research program in the field of air traffic management SESAR is described. The domestic experience of simulation modeling of the processes of controlled flights with the assessment of safety indicators is described.

The advantages and disadvantages of analytical and simulation methods of flight safety assessment identified in the course of research and their analysis are given.

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. Popov, Yu. I. On the issue of ensuring operational survivability of the airframe structure / Yu. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maysak // Handbook. Engineering magazine with an appendix. – 2019. – № 12(273). – Pp. 32-39.

3. Kuznetsov, A. S. Improving the safety of air transportation by reducing personnel errors in the maintenance and operation of civil aircraft / A. S. Kuznetsov // Gagarin Readings - 2022 : Collection of abstracts of the Gagarin Science Conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 626-627. – EDN EYJJIJ.

4. Yablonsky, S. N. Analysis of the problems of damage to civil aircraft during ground maintenance and repair / S. N. Yablonsky, A.V. Gostev, A. S. Kuznetsov // 1st International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023), Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 151-153. – EDN NNJFGE.

5. Gostev, A.V. Predictive analysis of the possibility of regular operation of supersonic passenger aircraft / A.V. Gostev, A. S. Kuznetsov, R. M. Safin // 1st International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2023), Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 148-150. – EDN ITGJZM.

6. Titov, E. I. On the issue of designing the design of weak links of the suspension of the main chassis supports / E. I. Titov, S. A. Serebryansky // Engineering Journal: Science and Innovation. – 2023. – № 6(138). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-6-2283. – EDN QSGMEE.

7. Gridin, A.V. Research of reliability and survivability of aircraft structures / A.V. Gridin // Gagarin Readings - 2023 : Collection of abstracts of the XLIX Gagarin Science Conference Moscow, April 11-14, 2023. – Moscow: Pero Publishing House, 2023. – p. 31. – EDN GJPGFP.

Электронная эксплуатационная документация как элемент обеспечения безопасности полетов воздушных судов реестра РФ

Кирпичев И.Г.¹, Филатова Я.А.¹,

¹ МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Эксплуатационная документация (ЭД) является неотъемлемой частью типовой конструкции конкурентоспособного воздушного судна (ВС), разрабатывается Разработчиком АТ и утверждается авиационной властью, содержит, в том числе исходные требования по плановому техническому обслуживанию (ТО) (программу ТО), бюллетени и тд [1, 2].

Согласно международным требованиям, ЭД нуждается в периодическом пересмотре и обновлении, для сохранения ее действительности с учетом опыта эксплуатации.

Так, в рамках Универсальной программы ИКАО [3] по проведению проверок и организации контроля, используются механизмы непрерывного мониторинга за обеспечением безопасности полетов в государстве.

В настоящее время цифровые методы информационной поддержки ЭД ТО стали особенно актуальны, в первую очередь для ВС иностранного производства реестра РФ. Прежде всего, это связано с некоторыми факторами, среди которых:

1) невыполнение действующих соглашений и рекомендаций ИКАО государствами разработчика (FAA, EASA и тд.) и держателя сертификата типа (Boeing, Airbus и тд.) с авиационной властью и эксплуатантами РФ об обеспечении сопровождения эксплуатации ВС в государстве эксплуатанта и государстве регистрации, приостановка доступа к общей базе данных ЭД [4];

2) неопределенность и неоднозначность требований ФАП 21, ФАП-285 и ФАП-10 [4, 5, 6] в части, касающейся информационных цифровых методов поддержки ЭД;

3) выход Постановления Правительства №353 от 12 марта 2022 г. "Об особенностях разрешительной деятельности в Российской Федерации в 2022 и 2023 годах" и изменения к ним №837 от 09.05.2022 г. и № 2435 от 26.12.2022 г., которые определили новые условия сертификации АТ, Разработчика АТ, Организаций по ТО, а также возможность изменения типовой конструкции ВС без уведомления держателей сертификата типа при одновременном отсутствии информационного сопровождения данных процессов [7].

В работе осуществлен подробный анализ отечественных и международных документов в части, касающейся цифровых методов сопровождения ЭД и предложены следующие мероприятия:

1) сформировать базу данных ЭД по типам ВС на основе предыдущих лет эксплуатации [8];

2) создать информационную систему мониторинга летной годности ВС зарубежного производства.

3) сформировать требования по электронной системе поддержки летной годности ВС.

Литература

1. Приказ Министерства Транспорта Российской Федерации от 17 июня 2019 года N 184 об утверждении Федеральных авиационных правил "Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21".

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. Универсальная программа аудита ИКАО по надзору за безопасностью полетов. Вопросник о государственной авиационной деятельности – 2020 г. для договаривающегося государства.

4. Дос 9760 AN/967 Руководство по летной годности. Издание четвертое. ИКАО, 2020.

5. Приказ Министерства транспорта РФ от 25 сентября 2015 г. N 285 "Об утверждении Федеральных авиационных правил "Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим ТО гражданских ВС".

6. Приказ Министерства транспорта РФ от 12 января 2022 г. № 10 "Об утверждении Федеральных авиационных правил "Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим коммерческие воздушные перевозки.

7. Постановление Правительства РФ от 12 марта 2022 г. N 353 "Об особенностях разрешительной деятельности в Российской Федерации в 2022 и 2023 годах", дополнения N 837 от 9 мая 2022 г., № 2435 от 26 декабря 2022 г.

8. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebnova, A. I. Kolosov // Conference "INTERAGROMASH 2021". Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Ростов-на-Дону, 24–26 февраля 2021 года. – Ростов-на-Дону: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

Electronic operational documentation as an element of ensuring the safety of aircraft flights of the Register of the Russian Federation

Kirpichev I.G.¹, Filatova Y.A.¹,

¹ Moscow State University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The operational documentation (ED) is an integral part of the standard design of a competitive aircraft (VS), is developed by the AT Developer and approved by the aviation authority, contains, among other things, the initial requirements for scheduled maintenance (maintenance program), bulletins, etc. [1, 2].

According to international requirements, the ED needs periodic revision and updating to preserve its validity, taking into account operational experience.

Thus, within the framework of the Universal ICAO Program [3] for conducting inspections and organizing control, mechanisms for continuous monitoring of flight safety in the state are used.

At present, digital methods of information support for ED have become especially relevant, primarily for foreign-made aircraft of the registry of the Russian Federation. First of all, this is due to some factors, including:

1) non-compliance with the existing agreements and recommendations of ICAO by the states of the developer (FAA, EASA, etc.) and the holder of the type certificate (Boeing, Airbus, etc.) with the aviation authorities and operators of the Russian Federation on providing support for the operation of aircraft in the state of the operator and the state of registration, suspension of access to the common ED database [4];

2) uncertainty and ambiguity of the requirements of FAP 21, FAP-285 and FAP-10 [4, 5, 6] in terms of information digital methods of ED support;

3) the release of Government Decree No. 353 of March 12, 2022 "On the specifics of Permitting activities in the Russian Federation in 2022 and 2023" and amendments to them No. 837 of 05/09/2022 and No. 2435 of 12/26/2022, which defined new conditions for certification of AT, AT Developer, Maintenance Organizations, as well as the possibility of changing the standard design of the aircraft without notifying the holders of the type certificate, while there is no information support for these processes [7].

The paper provides a detailed analysis of domestic and international documents in terms of digital methods of ED support and suggests the following measures:

1) to form a database of ED by aircraft types based on previous years of operation [8];
2) create an information system for monitoring the airworthiness of foreign-made aircraft.

3) to form requirements for the electronic airworthiness support system of the aircraft

References

1. Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation No. 184 dated June 17, 2019 on approval of the Federal Aviation Regulations "Certification of aviation equipment, developer organizations and manufacturers. Part 21".

2. 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.

3. The Universal ICAO Audit Program for the Supervision of Flight Safety. Questionnaire on State Aviation Activities – 2020 for a Contracting State.

4. Doc 9760 AN/967 Airworthiness Manual. Fourth edition. ICAO, 2020.

5. Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation No. 285 dated September 25, 2015 "On Approval of Federal Aviation Regulations "Requirements for Legal Entities, Individual Entrepreneurs Engaged in Maintenance of Civil aircraft".

6. Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation No. 10 dated January 12, 2022 "On Approval of Federal Aviation Regulations "Requirements for Legal Entities, Individual Entrepreneurs Engaged in Commercial Air transportation.

7. Decree of the Government of the Russian Federation of March 12, 2022 No. 353 "On the specifics of licensing activities in the Russian Federation in 2022 and 2023", Additions No. 837 of May 9, 2022, No. 2435 of December 26, 2022.

8. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebnaya, A. I. Kolosov // Conference "INTERAGROMASH 2021". Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry, Volume 2 : Conference proceedings, Rostov-on-Don, February 24-26, 2021. – Rostov-on-Don: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

Научно-методические подходы для создания комплексных систем диагностики и прогностики технического состояния агрегатов, функциональных систем и силовых конструкций вертолетов

Бельский А.Б.^{1,2}, Дергачев А.Н.², Есипович О.А.^{1,2}

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² АО «НЦВ Миль Камов», р.п. Томилино, Россия

В настоящем докладе проанализированы и сформированы научно-методические подходы к созданию комплексных систем диагностики и прогностики технического состояния агрегатов, функциональных систем и силовых конструкций. Применяемые научно-методические подходы предусматривают анализ регистрируемых параметров работы агрегатов, летных данных и разовых команд и их изменение в процессе эксплуатации, что позволяет в определенной степени определить техническое состояние агрегатов, спрогнозировать проявление и развитие дефектов.

Совокупность обрабатываемых данных, а также внедряемые методические подходы определения остаточного ресурса сложных систем и агрегатов позволяют не только совершенствовать эксплуатацию вертолетной техники по состоянию, но и повысить эффективность эксплуатации вертолетов за счет оптимизации объемов и периодичности технического обслуживания, а также материально-технического

обеспечения. Интеграция систем диагностики и прогностики технического состояния агрегатов и функциональных систем в единую информационно-аналитическую систему позволит обеспечить заинтересованные организации более достоверными данными о результатах эксплуатации вертолетов в различных условиях и показателях надежности агрегатов, которые способствуют совершенствованию их конструкции и характеристик.

Актуальность проводимых работ подтверждается отсутствием реализованных бортовых и программно-аналитических средств прогнозирования технического состояния агрегатов вертолетов, а также необходимостью расширения номенклатуры систем и агрегатов, контролируемых реализованными системами диагностики (в т.ч. системами HUMS).

Литература

1 Health and Usage Monitoring Systems Toolkit. US JHSIT
<https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/4682.pdf>

2 Zihao Ye , Research on Flight Data Processing Method Applied to Parameters Identification of Aircraft Model, DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.08.010

3 Alicia Fernandes et al. Conference: AIAA SCITECH 2023 Forum Prediction of Critical Aircraft Performance Model Parameters from Historical Flight Data DOI:10.2514/6.2023-2532

4 David Siegel et al. A particle filtering approach to remaining useful life prediction of aircraft engines <https://www.researchgate.net/publication/287077773>

5 Wenqiang Li, Ning Hou, Aircraft Failure Rate Prediction Method Based on CEEMD and Combined Model DOI:10.1155/2022/8455629

Scientific and methodological approaches for the creation of complex diagnostic and prognostics systems of the technical condition of units, functional systems and power structures of helicopters

Belskiy A.B.¹, Dergachev A.N.², Esipovich O.A.²

¹ JSC «National Helicopter Building Center of the estate of M.L. Mil and N.I. Kamov», Moscow Aviation Institute (National Research University), Russian Academy of Artillery Sciences, Moscow, Russia

² JSC «National Helicopter Building Center of the estate of M.L. Mil and N.I. Kamov», Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

In this report, scientific and methodological approaches to the creation of complex diagnostic and prognostics systems of the technical condition of aggregates, functional systems and power structures are analyzed and formed. The applied scientific and methodological approaches provide for the analysis of the recorded parameters of the units, flight data and one-time commands and their changes during operation, which allows to determine to a certain extent the technical condition of the units, predict the manifestation and development of defects.

The totality of the processed data, as well as the implemented methodological approaches for determining the residual life of complex systems and aggregates, allow not only to improve the operation of helicopter equipment by condition, but also to increase the efficiency of helicopter operation by optimizing the volume and frequency of maintenance, as well as logistics. Integration of diagnostic and prognostic systems of the technical condition of aggregates and functional systems into a single information and analytical system will provide interested organizations with more reliable data on the results of helicopter operation in various conditions and reliability indicators of aggregates that contribute to the improvement of their design and characteristics.

The relevance of the work carried out is confirmed by the lack of implemented onboard and software-analytical tools for predicting the technical condition of helicopter

units, as well as the need to expand the range of systems and units controlled by implemented diagnostic systems (including HUMS systems).

References

1 Health and Usage Monitoring Systems Toolkit. US JHSIT <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/4682.pdf>

2 Zihao Ye, Research on Flight Data Processing Method Applied to Parameters Identification of Aircraft Model, DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.08.010

3 Alicia Fernandes et al. Conference: AIAA SCITECH 2023 Forum Prediction of Critical Aircraft Performance Model Parameters from Historical Flight Data DOI:10.2514/6.2023-2532

4 David Siegel et al. A particle filtering approach to remaining useful life prediction of aircraft engines <https://www.researchgate.net/publication/287077773>

5 Wenqiang Li, Ning Hou, Aircraft Failure Rate Prediction Method Based on CEEMD and Combined Model DOI:10.1155/2022/8455629

Регистрация роста производственных дефектов системой мониторинга в процессе эксплуатации конструкции

Тинчурина Д.Р.¹, Кононов Н.О.¹, Пермяков А.П.¹, Шрамко К.К.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время, используемый способ эксплуатации авиационной техники, который основывается на назначении межремонтных сроков службы летательного аппарата, имеет некоторые недостатки, такие как сложность учета параметров эксплуатации и то, что ресурс назначается на все летательные аппараты одного типа, не учитывая индивидуальные условия каждого конкретного образца. Новый метод эксплуатации, основанный на состоянии летательного аппарата, предлагает замену изделия только в случае отказа или достижения предотказного состояния. Для этого требуется выбрать параметры, определяющие работоспособность летательного аппарата, а также контролировать эти параметры на протяжении эксплуатации с помощью систем встроенного мониторинга.

Один из вариантов такой системы - это использование оптоволоконных датчиков, распределенных по конструкции ВС, для контроля параметров, таких как деформация. Использование таких систем самодиагностики может снизить затраты на обслуживание и повысить надежность ВС [1].

В данной работе описан опыт применения оптоволоконных распределенных датчиков для контроля состояния образцов материалов, используемых в конструкции ВС. Показана регистрация контролируемых параметров для решения задач самодиагностики, что позволит повысить надежность и снизить время обслуживания ВС [2].

Можно выделить несколько основных подходов к прогнозированию ресурса композиционного материала [3].

1. Назначение минимального срока службы материала и последующее продление его на основе опыта эксплуатации изделий.

2. Установление срока службы материала путем прогнозирования на основе результатов кратковременных испытаний.

3. Установление сроков службы материала на основе результатов ускоренных испытаний при фиксированных режимах.

4. Установление срока службы материала путем ускорения процесса старения.

Литература:

1. Fiber grating sensors / A.D. Kersey, M.A. Davis, H.J. Patrick, M. Leblanc, K.P. Koo, C.G. Askins, M.A. Putnam, E.J. Friebele // Journal of Lightwave Technology. – 1997. – Vol. 15, iss. 8. – P. 1442–1463.

2. Применение оптического волокна в качестве датчиков деформации в полимерных композиционных материалах / Е.К. Каблов, Д.В. Сиваков, И.Н. Гуляев, К.В. Сорокин, М.Ю. Федотов, Е.М. Дианов, С.А. Васильев, О.И. Медведков // Все материалы. Энциклопедический справочник. – 2010. – № 3. – С. 10–15.

3. Методы исследования конструкционных композиционных материалов с интегрированной электромеханической системой / Е.К. Каблов, Д.В. Сиваков, И.Н. Гуляев, К.В. Сорокин, М.Ю. Федотов, В.А. Гончаров // Авиационные материалы и технологии. – 2010. – № 4. – С. 17–20.

Registration of the growth of manufacturing defects by the monitoring system during the operation of the structure

Tinchurina D.R.¹, Kononov N.O.¹, Permyakov A.P.¹, Shramko K.K.¹
¹ MAI, Moscow, Russia

Currently, the method of operation of aviation equipment, which is based on the appointment of overhaul periods of service of the aircraft, has some disadvantages, such as the complexity of accounting for operating parameters and the fact that the resource is assigned to all aircraft of the same type, not taking into account the individual conditions of each specific sample. A new method of operation based on the state of the aircraft, offers to replace the product only in the event of a failure or reaching a pre-failure state. To do this, it is necessary to select the parameters that determine the operability of the aircraft, as well as to control these parameters during operation using built-in monitoring systems.

One option for such a system is the use of fiber optic sensors distributed throughout the aircraft structure to monitor parameters such as deformation. The use of such self-diagnostic systems can reduce maintenance costs and increase aircraft reliability [1].

This paper describes the experience of using fiber-optic distributed sensors to monitor the state of samples of materials used in aircraft construction. Recording of controlled parameters for solving self-diagnostics problems is shown, which will improve reliability and reduce aircraft maintenance time [2].

There are several main approaches to predicting the resource of a composite material [3].

1. Appointment of a minimum service life of the material and its subsequent extension based on the operating experience of the products.

2. Establishing the life of a material by predicting the results of short-term tests.

3. Establishment of the service life of the material based on the results of accelerated tests under fixed conditions.

4. Establishing the service life of the material by accelerating the aging process.

References:

1. Fiber grating sensors / A.D. Kersey, M.A. Davis, H.J. Patrick, M. Leblanc, K.P. Koo, C.G. Askins, M.A. Putnam, E.J. Friebele // Journal of Lightwave Technology. – 1997. – Vol. 15, iss. 8. – P. 1442–1463.

2. Application of optical fiber as strain sensors in polymer composite materials / Е.К. Каблов, Д.В. Сиваков, И.Н. Гуляев, К.В. Сорокин, М.Ю. Федотов, Е.М. Дианов, С.А. Васильев, О.И. Медведков // All materials. Encyclopedic reference book. - 2010. - No. 3. - P. 10–15.

3. Research methods of structural composite materials with an integrated electromechanical system/ Е.К. Каблов, Д.В. Сиваков, И.Н. Гуляев, К.В. Сорокин, М.Ю. Федотов, В.А. Гончаров // Aviation materials and technologies. - 2010. - No. 4. - P. 17–20.

К вопросу о применении фрикционного торможения при высокоскоростных трековых испытаниях

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

¹ ФКП «ГкНИПАС имени Л.К.Сафронова», г. Белоозерский, Россия

² МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе рассматривается фрикционное торможение на ракетном треке. Представлена методика расчета режима движения ракетной каретки по ракетно-рельсовому треку при фрикционном торможении в условиях теплового нагружения и износа фрикционных элементов (далее – ФЭ) тормозных устройств.

При фрикционном торможении работа силы трения тратится на тепловыделение в зоне контакта [1]. Для расчета распределения тепловых потоков между ФЭ и рельсовой направляющей применяются условия неидеального теплового контакта, которые учитывают влияние разности температур контактирующих тел [2].

Тепловое состояние ФЭ описывается с помощью дифференциального уравнения теплопроводности для одномерного нестационарного переноса тепла без внутренних источников энергии. Граничные условия задаются в виде теплового потока для контактной поверхности и теплообмена с окружающей средой для противоположной стенки. Распределение температуры во ФЭ в процессе торможения рассчитывается численным методом - путем решения дифференциального уравнения теплопроводности в частных производных методом конечных разностей на основе неявной четырехточечной схемы [3].

Расчет износа ФЭ производится методом ловли фронта в узел пространственной сетки [4]. Принимается, что за время одного шага временной сетки граница ФЭ в результате износа сдвинется на один шаг пространственной сетки.

Представленная методика позволяет определить режим движения ракетной каретки, тепловое воздействие на фрикционные элементы тормозных устройств и их износ в процессе фрикционного торможения. При высокоскоростных испытаниях фрикционное торможение может применяться в приемлемом для него скоростном диапазоне в составе комбинированной схемы.

Литература

1. Крагельский И.В., Добычин М.Н., Комбалов В.С. Основы расчётов на трение и износ. – М.: Машиностроение, 1977. – 526 с.
2. Беляков Н.С., Носко А.П. Неидеальный тепловой контакт тел при трении. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2010. – 104 с.
3. Кузнецов Г.В., Шеремет М.А. Разностные методы решения задач теплопроводности: учебное пособие. – Томск: Изд-во ТПУ, 2007. – 172 с.
4. Самарский А.А., Вабищевич П.Н. Вычислительная теплопередача. – М.: Едиториал УРСС, 2003. – 784 с.

To the question of friction braking application in high-speed track tests

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

¹ Scientific Test Range of Aviation Systems named after L.K.Safronov, Beloozersky, Russia

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

This report discusses the friction braking on a rocket track. A method for calculating the movement mode of rocket sleds under friction braking under conditions of thermal load and wear of friction elements (hereinafter referred to as FE) of braking devices is presented.

During frictional braking, the work of the friction force is spent on heat generation in the contact zone [1]. To calculate the distribution of heat flows between the FE and the rail guide, the conditions of non-ideal thermal contact are applied, which take into account the influence of the temperature difference of the contacting bodies [2].

The thermal state of the FE is described using the differential equation of thermal conductivity for one-dimensional unsteady heat transfer without internal energy sources. The boundary conditions are set in the form of heat flow for the contact surface and heat exchange with the environment for the opposite wall. The temperature distribution in the FE during braking is calculated numerically - by solving the partial differential equation of thermal conductivity by the finite difference method based on an implicit four-point scheme [3].

The calculation of the wear of the FE is carried out by catching the front into the node of the spatial grid [4]. It is assumed that during one step of the time grid, the FE boundary will shift by one step of the spatial grid as a result of wear.

The presented technique makes it possible to determine the rocket sled mode of movement, the thermal effect on the friction elements of braking devices and their wear during friction braking. In high-speed tests, friction braking can be applied in an acceptable speed range as part of a combined circuit.

References

1. Kragel'skii I.V., Dobychin M.N., Kombalov V.S. *Osnovy raschetov na trenie i iznos* (Fundamentals of calculations for friction and wear), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 526 p.
2. Belyakov N.S., Nosko A.P. *Neideal'nyi teplovoi kontakt tel pri trenii* (Nonperfect thermal contact of friction bodies) Moscow, Knizhnyi dom «LIBROKOM», 2010, 104 p. DOI DOI:10.13140/RG.2.1.3535.3044
3. Kuznetsov G.V., Sheremet M.A. *Raznostnye metody resheniya zadach teploprovodnosti: uchebnoe posobie* (Difference methods for solving problems of thermal conductivity: textbook), Tomsk, Izd-vo TPU, 2007, 172 p.
4. Samarskii A.A., Vabishchevich P.N. *Vychislitel'naya teploperedacha* (Computational heat transfer), Moscow, Editorial URSS, 2003, 784 p.

Анализ подходов в оценке безопасности летательного аппарата и его систем

Константинов И.А.¹, Балашов Ю.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Создание современного конкурентоспособного летательного аппарата сопряжено с большим числом сложностей, вызванными активно растущей сложностью авиационных систем, высокой степени их интеграции и неоднородностью [1-4]. Для управления потенциальными рисками в ходе создания летательного аппарата и для повышения эффективности его дальнейшей эксплуатации широко применяются методы модельно-ориентированной разработки систем воздушного судна. В основе модельно-ориентированного подхода лежит концепция создания и дальнейшей увязки различных архитектур систем самолета [5-7].

Процесс создания систем воздушного судна начинается с построения функциональной архитектуры, важным свойством которой является прослеживаемость функций между компонентами системы [8, 9]. В дальнейшем, эта функциональная архитектура используется для построения физической архитектуры летательного аппарата. На этом этапе крайне важным является вопрос наложения каждой функции на свой уникальный объект физической архитектуры.

На основании полученных архитектур можно внедрить улучшенный подход к оценке безопасности систем летательного аппарата, в основе которого лежит концепция модельно-ориентированного анализа безопасности. Использование такого подхода с высокой точностью позволяет определить потенциальные каскадные отказы в авиационных системах, оценка которых невозможна в традиционном подходе. Анализ каскадных отказов предполагает построения моделей распространения отказов.

Литература

1. ISO/IEC/IEEE 42010 Systems and software engineering — Architecture description.

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. Konstantinov I.A., Balashov Y.V. (2022) Markov Chain Formation Method Based on Failure Propagation Models in Aircraft Systems, 1 st International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2022). 29 August - 3 September 2022, Alushta; 4-9 September, Sirius 2022. Abstracts. – Publishing house “Pero”, 2022. ISBN 978-5-00204-594-5.

4. Konstantinov I.A., Balashov Yu.V (2021) Methodology for the development and analysis of the functional architecture for an aircraft and its system, 20th International Conference “Aviation and Cosmonautics” (AviaSpace2021). 22-26 November 2021. Moscow. Abstracts. – Publishing house “Pero”, 2021. ISBN 978-5-00189-750-7.

5. Konstantinov I.A., Shavelkin D.S., Maslennikov E.S. (2020) The Impact of Configuration Integrity Loss on Modern Aircraft Product Cycle Duration, Science and Business: Development Ways № 5 (107). 2020. ISSN 2221-5182

6. Константинов, И. А. Методика формирования цепей Маркова на основе моделей распространения отказов в системах летательного аппарата / И. А. Константинов, Ю. В. Балашов // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 161-163. – EDN CSRTSR.

7. Menshenin Y, Mordecai Y., Crawley E., Cameron B. (2022). Model-Based System Architecting and Decision-Making. DOI:10.1007/978-3-030-27486-3_17-1

8. Kalaiarasi S., Merceline Anita A., Geethanjalii R. (2017) Analysis Of System Reliability Using Markov Technique, Global Journal of Pure and Applied Mathematics. ISSN 0973-1768 Volume 13, Number 9 (2017), pp. 5265-5273

9. Meyers A., Yang H. (2021). Markov Chains for Fault-Tolerance Modeling of Stochastic Networks. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering. DOI:10.1109/TASE.2021.3093035

Analysis of approaches in safety assessment of aircraft and its systems

Konstantinov I.A.¹, Balashov Y.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The creation of a modern aircraft is associated with a large number of difficulties caused by the rapidly growing complexity of aviation systems, their high degree of integration and heterogeneity [1-4]. To manage potential risks during the creation of an aircraft and to improve the efficiency of its further operation, methods of model-based development of aircraft systems are widely used. The model-based approach is based on the concept of creating and further linking various aircraft system architectures [5-7].

The process of creating aircraft systems begins with the construction of a functional architecture, an important property of which is the traceability of functions between system components [8, 9]. Subsequently, this functional architecture is used to construct the physical architecture of the aircraft. At this stage, the issue of imposing each function on its own unique object of physical architecture is extremely important.

Based on the resulting architectures, it is possible to implement an improved approach to assessing the safety of aircraft systems, which is based on the concept of model-based safety analysis. Using this approach with high accuracy makes it possible to identify potential cascading failures in aviation systems, the assessment of which is impossible in the traditional approach. Analysis of cascading failures involves building models of failure propagation.

References:

1. ISO/IEC/IEEE 42010 Systems and software engineering — Architecture description.
2. 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.
3. Konstantinov I.A., Balashov Y.V. (2022) Markov Chain Formation Method Based on Failure Propagation Models in Aircraft Systems, 1 st International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2022). 29 August - 3 September 2022, Alushta; 4-9 September, Sirius 2022. Abstracts. – Publishing house “Pero”, 2022. ISBN 978-5-00204-594-5.
- 4 Konstantinov I.A., Balashov Yu.V (2021) Methodology for the development and analysis of the functional architecture for an aircraft and its system, 20th International Conference “Aviation and Cosmonautics” (AviaSpace2021). 22-26 November 2021. Moscow. Abstracts. – Publishing house “Pero”, 2021. ISBN 978-5-00189-750-7.
5. Konstantinov I.A., Shavelkin D.S., Maslennikov E.S. (2020) The Impact of Configuration Integrity Loss on Modern Aircraft Product Cycle Duration, Science and Business: Development Ways № 5 (107). 2020. ISSN 2221-5182
6. Konstantinov, I. A. Methodology for the formation of Markov chains based on models of failure propagation in aircraft systems / I. A. Konstantinov, Yu. V. Balashov // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific- technical conference, Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (national research university). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – P. 161-163. – EDN CSRTSR.
7. Menshenin Y, Mordecai Y., Crawley E., Cameron B. (2022). Model-Based System Architecting and Decision-Making. DOI:10.1007/978-3-030-27486-3_17-1
8. Kalaiarasi S., Merceline Anita A., Geethanjali R. (2017) Analysis Of System Reliability Using Markov Technique, Global Journal of Pure and Applied Mathematics. ISSN 0973-1768 Volume 13, Number 9 (2017), pp. 5265-5273
9. Meyers A., Yang H. (2021). Markov Chains for Fault-Tolerance Modeling of Stochastic Networks. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering. DOI:10.1109/TASE.2021.3093035

ДИНАМИКА УПРАВЛЕНИЕ. ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМ

DYNAMICS. CONTROL. INTELLECTUALIZATION OF SYSTEMS

О задачах в области интеллектуализации группового поведения беспилотных летательных аппаратов

Кутахов В.П.¹

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

В докладе обращается внимание на формирование путей построения систем интеллектуального управления коллективным поведением групп летательных аппаратов (ЛА) для решения сложных многокомпонентных задач для условий автономного их применения с учётом неопределенностей различного уровня [1, 2].

Предполагается, что группа ЛА состоит из аппаратов различного функционального назначения, используемых совместно для решения некоторой общей задачи – миссии [3]. Аппараты могут быть оснащены различными информационными средствами и различными исполнительными средствами. Общей задачей группы является некоторое воздействие на некоторую пространственно-распределённую систему (ПРС). Примером такой задачи может быть групповое воздействие на объекты чрезвычайной ситуации в случае техногенной катастрофы.

Недостаточность априорной информации о количестве, расположении и свойствах объектов ПРС определяет фактор неопределенности в задаче. Имеют место и другие факторы неопределённости, которые должны быть учтены при решении задач формирования систем управления коллективным поведением.

Предположим, что группой, состоящей из N ЛА уже проведен обзор пространства и выявлены M объектов, входящих в ПРС, и определены их координаты и свойства с определенной точностью и достоверностью, определяемой свойствами различных информационных систем группы ЛА, характеристиками среды и методами объединения информации.

В докладе рассмотрена и формализована интеллектуальная задача целераспределения, то есть назначения каждого ЛА группы на взаимодействие с объектом ПРС (наблюдения и воздействия на обнаруженные объекты). Решение представляется путем нахождения матрицы размером $N \times M$ [4, 5] состоящей из 0 и 1 при достижении некоторого экстремума функции эффективности выполнения миссии. Учитывается система геометрических соотношений между аппаратами и объектами, система информационных соотношений, система возможностей воздействия и некоторые другие системы отношений. В докладе приведены формульные и графические иллюстрации решения подзадачи целераспределения.

Вторая из рассматриваемых подзадач системы управления коллективным поведением ЛА – это задача организации целеуказания ЛА на объекты воздействия, как привязки координат ЛА и назначенного ему объекта в соответствии с целераспределением. В общем случае имеет место недостаточная для непосредственного воздействия точность координат назначенного объекта, требуется дополнительное уточнение координат в процессе полёта ЛА к объекту – подпоиск объекта информационным каналом уже самого ЛА. При этом, в процессе полёта ЛА возникают дополнительные факторы неопределенности: старение информации, связанное с неопределенностью изменения состояния объекта, влияние среды, помеховая ситуация, связанная с снижением точности и прерыванием информации, и другие факторы, формализуемые в докладе. Весьма важное место в управлении целеуказанием занимает учет различия информационных признаков для обнаружения и распознавания первичного информационного канала и канала ЛА, которому выдаётся целеуказание.

В докладе даётся формализация процедур и параметров подпоиска по целеуказанию с учетом перечисленных факторов. В постановке принимается случайное поле расположения объектов, возможность последовательного выделения объектов из группы, нормальное распределение ошибок на всех этапах целеуказания и подпоиска, а также учитывается отличия и взаимосвязи для различных информационных признаков каналов целеуказания.

Литература

1. Кутахов, В. П. Развитие информационных технологий и их влияние на облик боевых действий XXI века / В. П. Кутахов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2020. – № 2(112). – С. 11-16. – EDN PWAAUC.

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. Кутахов, В.П., Крупномасштабные авиационные системы с беспилотными летательными аппаратами – новая парадигма боевых действий // Воздушно-космические силы. Теория и практика. / В. П. Кутахов, А.Е. Титов //– 2021. – № 19. – С. 212–221.

4. Кутахов, В. П. Управление групповым поведением беспилотных летательных аппаратов: постановка задачи применения технологий искусственного интеллекта / В. П. Кутахов, Р. В. Мещеряков // Проблемы управления. – 2022. – № 1. – С. 67-74. – DOI 10.25728/ru.2022.1.5. – EDN JLXUXI.

5. Кутахов, В. П. Интеллектуализация управления авиационными системами. Проблемы и направления исследований / В. П. Кутахов, А. Е. Титов // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 03 сентября 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 8-10. – EDN DAYFSC.

About the tasks in the field of intellectualization of group behavior of unmanned aerial vehicles

Kutakhov V.P.¹

¹National research center «Institute named after N.E. Zhukovsky», Moscow

The report draws attention to the formation of ways to build intelligent control systems for the collective behavior of groups of aircraft (aircraft) to solve complex multicomponent tasks for conditions of their autonomous use, taking into account uncertainties of various levels [1, 2].

It is assumed that the group of aircraft consists of devices of various functional purposes used together to solve some common task – mission [3]. The devices can be equipped with various information means and various executive means. The general task of the group is to have some impact on some spatially distributed system (SDS). An example of such a task can be a group impact on emergency facilities in the event of a man-made disaster.

The lack of a priori information about the number, location and properties of SDS objects determines the uncertainty factor in the problem. There are also other uncertainty factors that should be taken into account when solving the problems of forming collective behavior management systems.

Suppose that a group consisting of N aircraft has already conducted a survey of the space and identified M objects included in the SDS, and determined their coordinates and properties with a certain accuracy and reliability determined by the properties of various information systems of the aircraft group, the characteristics of the environment and methods of combining information.

The report considers and formalizes the intellectual task of target allocation, that is, the assignment of each aircraft of the group to interact with the SDS object (observations and impacts on detected objects). The solution is presented by finding a matrix of size $N \times M \times 4$. 5] consisting of 0 and 1 when a certain extremum of the mission performance function is reached. The system of geometrical relations between apparatuses and objects, the system of information relations, the system of influence possibilities and some other systems of relations are taken into account. The report provides formulaic and graphic illustrations of the solution of the task of goal allocation.

The second of the considered subtasks of the control system for the collective behavior of the aircraft is the task of organizing the targeting of the aircraft on the objects of influence, as a binding of the coordinates of the aircraft and the object assigned to it in accordance with the target distribution. In general, there is insufficient accuracy of the coordinates of the assigned object for direct impact, additional clarification of the coordinates is required during the approach of the aircraft to the object – the search for the object by the information channel of the aircraft itself. At the same time, additional uncertainty factors arise during the approach of the aircraft: aging of information associated with the uncertainty of changes in the state of the object, the influence of the environment, the interference situation associated with a decrease in accuracy and interruption of information, and other factors formalized in the report. A very important place in target designation management is taken into account the differences in information features for detecting and recognizing the primary information channel and the aircraft channel to which the target designation is issued.

The report formalizes the procedures and parameters of the target designation subscription, taking into account the listed factors. The statement takes into account a random field of the location of objects, the possibility of sequential selection of objects from the group, the normal distribution of errors at all stages of target designation and sub-search, and also takes into account differences and relationships for various information features of target designation channels.

References

1. Kutakhov, V. P. The development of information technologies and their influence on the appearance of combat operations of the XXI century / V. P. Kutakhov // News of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences. – 2020. – № 2(112). – Pp. 11-16. – EDN PWAAUC.

2. 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.

3. Kutakhov, V.P., Large-scale aviation systems with unmanned aerial vehicles - a new paradigm of combat operations // Aerospace forces. Theory and practice. / V. P. Kutakhov, A.E. Titov //– 2021. – № 19. – Pp. 212-221.

4. Kutakhov, V. P. Management of group behavior of unmanned aerial vehicles: statement of the problem of application of artificial intelligence technologies / V. P. Kutakhov, R. V. Meshcheryakov // Problems of management. – 2022. – No. 1. – PP. 67-74. – DOI 10.25728/pu.2022.1.5. – EDN JLXUXI.

5. Kutakhov, V. P. Intellectualization of aviation systems management. Problems and directions of research / V. P. Kutakhov, A. E. Titov // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 – September 03, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Publishing House "Pero", 2022. – pp. 8-10. – EDN DAYFSC.

Особенности построения интеллектуальной системы поддержки экипажа в сложных режимах полета

Желонкин М.В.¹, Ковтун С.А.¹

¹ ФАУ «ЦАГИ», НЦМУ «Сверхзвук», г. Жуковский, Россия

В работе рассматриваются особенности построения интеллектуальных систем поддержки экипажа в сложных режимах полета [1], которые имеют свои особенности реализации и требования к информационному обеспечению в зависимости от решаемых задач. Алгоритмы машинного обучения, например, используемые для извлечения полезных признаков из временных рядов параметров движения ЛА, требуют специфических алгоритмов предобработки данных, поскольку сигналы с датчиков имеют разную природу и, как правило, отличаются по частоте. Алгоритмы обработки данных часто используют различные преобразования в скользящем окне, фильтры, и т.д. Сами алгоритмы машинного обучения редко вычисляют вывод только по текущему значению сигнала, а значит требуют запрос предыстории сигнала с последующей векторизацией. Указанные особенности работы алгоритмов машинного обучения требуют наличия бортовой базы данных, которая должна обеспечивать:

- возможность записи данных в реальном времени;
- возможность считывания предобработанных данных в реальном времени с заданной длиной истории.

Также необходимо отметить, что объем базы данных должен быть достаточным для хранения в табличном виде информации, необходимой для периодического перезапуска обучения алгоритмов для предотвращения их деградации в связи с изменениями в распределении данных. Интеллектуальная система поддержки экипажа должна включать в себя следующие структурные элементы:

- система информационного обеспечения, позволяющая считывать информацию с источников данных (датчиков) по определенному протоколу;
- база данных;
- вычислитель с алгоритмами предварительной предобработки данных и алгоритмами системы поддержки экипажа;
- система визуализации рекомендаций интеллектуальной системы поддержки экипажа.

Предварительная обработка является важнейшей для алгоритмов машинного обучения, во многом определяющая сходимость и качество работы алгоритма. При реализации адаптивной системы, необходим механизм параллельного расчета и хранения моделей: модель считается по накопленным данным с заданной периодичностью, алгоритм вывода всегда использует наиболее актуальную модель.

Тезисы подготовлены в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2050 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение о предоставлении гранта в форме субсидий из федерального бюджета на осуществление государственной поддержки создания и развития научных центров мирового уровня, выполняющих исследование и разработки по приоритетам научно-технологического развития от 17 мая 2022 г. № 075-15-2022-1023).

Литература

1. Желонкин М.В., Кадильникова Е.Н., Ковтун С.А. Интеллектуальная система поддержки экипажа в сложных условиях. Проблемы и пути решения. В книге: Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов международной конференции. Москва, 2022. С. 208-210

Features of building an intelligent crew support system in complex flight modes

Zhelonkin M.V.¹, Kovtyn S.A.¹

¹ Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

The paper discusses the features of building intelligent crew support systems in complex flight modes [1], which have their own implementation features and requirements for information support, depending on the tasks being solved. Machine learning algorithms, for example, used to extract useful features from time series of aircraft motion parameters, require specific data preprocessing algorithms, since signals from sensors are of different nature and, as a rule, differ in frequency. Data processing algorithms often use various transformations in a sliding window, filters, etc. Machine learning algorithms themselves rarely calculate output only from the current value of the signal, which means they require a query of the signal's background with subsequent vectorization. These features of the machine learning algorithms require the presence of an on-board database, which should provide:

- ability to record data in real time;
- the ability to read preprocessed data in real time with a given history length.

It should also be noted that the volume of the database should be sufficient to store in tabular form the information necessary to periodically restart the training of algorithms to prevent their degradation due to changes in the distribution of data. An intelligent crew support system should include the following structural elements:

- an information support system that allows reading information from data sources (sensors) according to a specific protocol;
- database;
- a computer with algorithms of preliminary data preprocessing and algorithms of the crew support system;
- the system of visualization of recommendations of the intelligent crew support system.

Preprocessing is the most important for machine learning algorithms, largely determining the convergence and quality of the algorithm. When implementing an adaptive system, a mechanism for parallel calculation and storage of models is needed: the model is calculated from the accumulated data with a given frequency, the output algorithm always uses the most up-to-date model.

The abstracts were prepared as part of the implementation of the Program for the creation and development of the world-class scientific center "Supersound" for 2020-2050 with the financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (agreement on the grant in the form of subsidies from the federal budget for the implementation of state support for the creation and development of world-class scientific centers performing research and development on the priorities of scientific and technological development dated May 17 2022 No. 075-15-2022-1023).

References

1. Zhelonkin M.V., Kadilnikova E.N., Kovtun S.A. Intelligent crew support system in difficult conditions. Problems and solutions. In the book: Fundamental problems of creating a new generation of ATP. Collection of abstracts of the international conference. Moscow, 2022. pp. 208-210

Критерии оценки соответствия воздействия на механорецепторы имитации на тренажёрном стенде реальным условиям полёта

Сухочев П.Ю.^{1,2}, Латонов В.В.²

¹ МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, Российская Федерация;

² НЦМУ "Сверхзвук", Москва, Российская Федерация.

В гражданской авиации наблюдается снижение объёма тренировок на учебно-тренировочных самолётах [1] с целью оптимизации расходов на обучение пилотов, так как считается [2, 3], что современный авиационный тренажёр даёт необходимый объём навыков для управления самолётом и отработки особых ситуаций [4], а опыт реальных полётов пилоты гражданской авиации получают в роли второго пилота.

При этом и статистика, и результаты расследования авиационных происшествий в гражданской авиации однозначно показывают в плане успешности спасения ЛА при возникновении нештатных ситуаций преимущества пилотов с опытом сложного и высшего пилотажа на манёвренных самолётах, а также пилотов-любителей с опытом вывода из сложного пространственного положения и планеристов.

Существует технология объективной оценки систем подвижности [5]. Но исследование вопроса оценки имитации полёта на современных тренажёрных устройствах с точки зрения соответствия реакции рецепторных системам организма на движения в полёте и на симуляторе, оборудованном системой подвижности, показало отсутствие объективных критериев. Также, не было обнаружено критериев оценки корректности формирования сенсомоторных навыков.

В лаборатории математического обеспечения имитационных динамических систем (МОИДС) МГУ имени М.В. Ломоносова, входящей в состав лаборатории №5 "Искусственный интеллект и безопасность полетов" НЦМУ «Сверхзвук», проведены серии тестов, показывающих различия полёта и его имитации на стенде («проигрывание» полученных в полёте записей [6] угловых скоростей и линейных ускорений через систему управления стенда с системой подвижности) в плане восприятия этих механических стимулов механорецепторами человека. Получены данные об отклонении ощущаемого направления гравитоинерциального вектора от фактического (в реальном полёте) и при воспроизведении записи данных этого же полёта средствами системы подвижности тренажёрного стенда.

В ходе работ по формированию объективной оценки соответствия имитации для механорецепторов человека и реального полёта предложены тесты, позволившие получить численную оценку восприятия информации человеком в состоянии покоя, в условиях маневрирования в реальном полёте и при имитации этих манёвров на устройствах имитации полёта.

Один из тестов показал, что при выполнении координированного разворота в реальном полёте и при имитации этого полёта на стендах с системой подвижности с поворотом относительно вертикальной оси на 180 и более градусов наблюдается саккадическое движение глаз в горизонтальной плоскости, наиболее выраженное при замедлении и остановке углового движения. При этом получены значения замедления чтения числовой информации с предъявленного теста. При выполнении координированного разворота на стендах без механизма поворота относительно вертикальной оси таких изменений не выявлено.

Проведены тесты по оценке качества операторской деятельности на основе данных о скорости и точности совмещения точечного изображения (маркера), управляемого испытуемым, с целью - точечным изображением, предъявляемым на экране [7], и сравнение этого показателя в реальном полёте с имитацией полёта методом воспроизведения записанных в полёте данных, полученных с закреплённых на самолёте инерциальных датчиков.

Полученные значения позволяют предположить возможность их использования в качестве критериев оценки соответствия воздействия на механорецепторы имитации на тренажёрном стенде реальным условиям полёта. Полученные критерии предлагается применять для разработки нового поколения тренажёрных устройств.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках программы НЦМУ «Сверхзвук» (соглашение 075-15-2022-331 от 26 апреля 2022 г.)

Литература

1. Дегтярев В.С., Машошин О.Ф., Дегтярева А.В. Тренировка летного состава гражданской авиации по выводу из сложных пространственных положений. Научный вестник МГТУ ГА. 2021;24(1):8-15. DOI:10.26467/2079-0619-2021-24-1-8-15

2. Нормы летной годности самолетов транспортной категории : Авиационные правила. Ч. 25 (АП-25) : утв. Советом по авиации и использованию воздушного пространства : введ. Постановлением Правительства РФ от 23.04.1994 № 367.

3. Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации : Федеральные авиационные правила : утв. Приказом Минтранса РФ от 31.07.2009 № 128.

4. ICAO Doc 10011. Руководство по подготовке для предотвращения попадания самолета в сложные пространственные положения и вывода из них // Международная организация гражданской авиации, 2014

5. ICAO Doc.9625. // Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета. Том I. Самолеты. – 4. Международная организация гражданской авиации, 2015

6. Кручинин П. А., Латонов В. В., Матвеев Д. С. О задаче определения взаимной ориентации сенсоров носимого регистратора ускорений // Пилотируемые полеты в космос. Материалы XIII Международной научно- практической конференции 13–15 ноября 2019 года. — ФГБУ НИИ Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина Звездный городок, 2019. — С. 312–314.

7. Латонов В.В. Математические задачи полуавтоматического управления линиями визирования на подвижном основании // дисс. к.ф.-м.н., М: 2019.

Criteria of Compliance Assessment of the Impact on the Mechanoreceptors of Flight Simulation on the Training Device with Real Flight Conditions

Sukhochev P.Y.^{1,2}, Latonov V.V.²

¹ Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia

² "Supersonic" World-Class Science Center (WCRC), Moscow, Russia

In civil aviation there is a decrease the volume of flight on the training aircraft [1] in order to optimize the cost of pilot training, since it is believed [2, 3] that a modern aviation simulator provides the necessary amount of skills for controlling an aircraft and working out special situations [4], and civil aviation pilots get real flight experience in as a co-pilot.

However, both statistics and the results of the investigation of aviation accidents in civil aviation clearly show the advantages of pilots with experience in performing complex aerobatics on maneuverable airplanes in the aircraft rescue success in case of emergencies, as well as amateur pilots with experience in emergency situations and upset recovery, and glider pilots.

There is a technology for objective assessment of mobility systems [5]. But the study of the issue of evaluating flight simulation on modern training devices from the point of view of the correspondence of the body's receptor systems to movements in flight and on a simulator equipped with a mobility system showed the absence of objective criteria. Also, there were no criteria for assessing the correctness of the formation of sensorimotor skills.

In the MOIDS Laboratory of Lomonosov Moscow State University, which is part of the "Artificial Intelligence and Flight Safety" laboratory of WCSC "Supersound", a series of tests provided showing the differences between flight and its simulation on the stand ("playback" using the control system of the simulator's motion system of the angular velocities and linear accelerations recorded in the real flight [6]) in terms of the perception of these mechanical stimuli by human mechanoreceptors. Data were obtained on the deviation of the perceived direction of the gravito-inertial vector from the actual one (in real flight) and when reproducing the data recording of the same flight by means of the mobility system of the training stand.

Within the work on the formation of an objective assessment of the correspondence of simulation for human mechanoreceptors and real flight, tests were proposed that allowed us to obtain a numerical assessment of the perception of information by a person at rest, in conditions of maneuvering in real flight and when simulating these maneuvers using flight simulation devices.

One of the tests showed that when performing a coordinated turn in a real flight and when simulating this flight on the flight simulator with motion cueing system with a rotation of 180 degrees or more relative to the vertical axis, saccadic eye movement in the horizontal plane is observed, most pronounced when the angular movement slows down and stops. At the same time, the values of slowing down the reading of numerical information from the presented test were obtained. When performing a coordinated turn on the stands without a rotation mechanism relative to the vertical axis, no such changes were detected.

The tests were carried out to assess the quality of human operations based on data on the speed and accuracy of combining a dot image (marker) controlled by the subject with a target - a dot image appearing on the screen [7], and comparing this indicator in real flight with flight simulation by reproducing data recorded in flight using the inertial measuring units fixed on the aircraft.

Obtained values suggested the possibility to use it as criteria for assessing the compliance of the impact on the mechanoreceptors of simulation on the flight simulation training device with real flight conditions. The obtained criteria are proposed to be used for the development of a new generation of the flight training devices.

The work was carried out with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the WCSC "Supersound" program (Agreement 075-15-2022-331 of April 26, 2022).

References

1. Degtyarev V. S., Mashoshin O. F., Degtyareva A. V. Upset recovery training for civil aviation pilots. Civil Aviation High Technologies. 2021;24(1):8-15. DOI:10.26467/2079-0619-2021-24-1-8-15
2. Standards of airworthiness of transport category aircraft : Aviation Regulations. Part 25 (AP-25) : approved. By the Council on Aviation and the Use of Airspace : introduction. Decree of the Government of the Russian Federation No. 367 dated 23.04.1994.
3. Preparation and execution of flights in the civil aviation of the Russian Federation : Federal Aviation Regulations : approved. By Order of the Ministry of Transport of the Russian Federation No. 128 dated 31.07.2009.
4. ICAO Doc.10011. Manual on Aeroplane Upset Prevention and Recovery Training // International Civil Aviation Organization, 2014
5. ICAO Doc.9625. // Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices. // Volume I. Airplanes. – 4th Edition. International Civil Aviation Organization, 2015
6. Kruchinin P. A., Latonov V. V., Matveev D. C. On the problem of determining the mutual orientation of sensors of a wearable acceleration recorder // Manned flights into space. Materials of the XIII International Scientific and Practical Conference on November 13-15, 2019. – Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center, Zvezdny Gorodok, 2019.

7. Latonov V.V. Mathematical problems of semi-automatic control of sight lines on a movable base // Ph.D. Thesis, Moscow, 2019.

Подходы к созданию системы поддержки принятия решений машиниста для цифрового анализа железнодорожной инфраструктуры на основе алгоритмов машинного обучения и машинного зрения

Доманов К.И.¹, Истомина С.Г.¹, Шатохин А.П.¹

¹ОмГУПС, г. Омск, Россия

В настоящем докладе рассматриваются вопросы создания системы поддержки принятия решений машиниста для цифрового анализа железнодорожной инфраструктуры на основе алгоритмов машинного обучения и машинного зрения, которая будет учитывать и анализировать заданный график движения, возможности инфраструктуры, команды диспетчерских центров, статусы ближайших участников движения для беспилотного безопасного управления электроподвижным составом. Сделан детальный обзор существующих систем управления на железнодорожном транспорте в основе которых положено техническое зрение.

Приведены варианты реализации функции идентификации личности в целях безопасности при проследовании на различные железнодорожные объекты, в том числе на подвижной состав с использованием программного комплекса Matlab и широко используемого в компьютерном зрении алгоритма Лукаса-Канаде и Виолы-Джонса [1, 2].

Для задачи определения сигнала светофора, его типа или какого либо другого объекта железнодорожной инфраструктуры требует предварительная подготовка изображения железнодорожных объектов, чтобы обучить нейронную сеть, проклассифицировать все объекты, настроить размер в соответствии с сетью, произвести рандомизированное дополнение (вращение, цвет и т.д.) к уже имеющимся файлам.

Отмечено что для ускорения работы по выбору всех интересующих объектов на кадрах и дальнейшего обучения нейронной сети в программном комплексе Matlab существует Automated Driving System Toolbox. Наиболее оптимальным и имеющим огромные возможности по настройке нейронных сетей является Deep Network Designer Toolbox.

Литература

1. Sree Sharmila, T., Srinivasan, R., Nagarajan, K. K., & Athithya, S. (2019). Eye Blink Detection Using Back Ground Subtraction and Gradient-Based Corner De-tection for Preventing CVS. *Procedia Computer Science*, 165, 781–789. <https://doi.org/10.1016/j.procs.2020.01.011>

2. Fogelton, A., & Benesova, W. (2016). Eye blink detection based on motion vectors analysis. *Computer Vision and Image Understanding*, 148, 23–33. <https://doi.org/10.1016/j.cviu.2016.03.011>

Approaches to creating a driver decision support system for digital analysis of railway infrastructure based on machine learning and machine vision algorithms

Domanov K.I.¹, Istomin S.G.¹, Shatokhin A.P.¹

¹Omsk State Transport University, Omsk, Russia

This report discusses the issues of creating a driver's decision support system for digital analysis of the railway infrastructure based on machine learning and machine vision algorithms, which will take into account and analyze the given traffic schedule, infrastructure capabilities, dispatch center teams, statuses of the nearest traffic participants for unmanned

safe control of electric vehicles. composition. A detailed review of existing control systems in railway transport is made, which are based on technical vision.

Options for implementing the function of identifying a person for security purposes when proceeding to various railway facilities, including rolling stock using the Matlab software package and the Lucas-Kanade and Viola-Jones algorithm widely used in computer vision [1, 2] are given.

For the task of determining the signal of a traffic light, its type or any other railway infrastructure object, it is necessary to prepare the image of railway objects in advance in order to train the neural network, classify all objects, adjust the size in accordance with the network, perform randomized addition (rotation, color, etc.) to existing files.

It is noted that in order to speed up the work on the selection of all objects of interest on frames and further training of the neural network in the Matlab software package, there is an Automated Driving System Toolbox. The most optimal and having great opportunities for setting up neural networks is the Deep Network Designer Toolbox.

References

1. Sree Sharmila, T., Srinivasan, R., Nagarajan, K. K., & Athithya, S. (2019). Eye Blink Detection Using Back Ground Subtraction and Gradient-Based Corner De-tection for Preventing CVS. *Procedia Computer Science*, 165, 781–789. <https://doi.org/10.1016/j.procs.2020.01.011>

2. Fogelton, A., & Benesova, W. (2016). Eye blink detection based on motion vectors analysis. *Computer Vision and Image Understanding*, 148, 23–33. <https://doi.org/10.1016/j.cviu.2016.03.011>

Алгоритмы работы интеллектуальной системы обеспечения кибербезопасности бортового оборудования сверхзвукового пассажирского самолета

Мищенко И.Б.¹, Косьянчук В.В.¹, Зыбин Е.Ю.¹, Леликов М.А.¹, Платошин Г.А.¹

¹ ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва

Авиационная промышленность претерпевает этап цифровой трансформации и автоматизации процессов в сфере технического обслуживания и создания комплексов бортового оборудования воздушных судов с целью повышения экономической эффективности. Внедрение передовых технологий в бортовые системы воздушного судна и в инфраструктуру аэропортов влечет к преобразованию информационного пространства и повышению риска возникновения потенциальных уязвимостей. Существующие практики на текущий момент не располагают оперативными способами ограничения несанкционированного доступа третьих лиц к критически важным системам сверхзвукового пассажирского самолета (СПС), что увеличивает вероятность случайного или преднамеренного воздействия на информационную безопасность с целью осуществления авиационных инцидентов приводящих к экономической и социальной дестабилизации.

В качестве перспективной защиты СПС от внешних и внутренних угроз исследуется возможность применения алгоритмов на основе технологии блокчейн и блочного шифрования. Данные меры способствуют увеличению вероятности обнаружения и предотвращения киберинцидента, повышают степень защиты данных и ограничивают доступность к информационным вычислительным системам.

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

Литература

1. Блокчейн [Электронный ресурс]: Материал из Википедии — свободной энциклопедии: 9 мая 2023 / Авторы Википедии // Википедия, свободная энциклопедия. — Электрон. дан. — Сан-Франциско: Фонд Викимедиа, 2023. — Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/?curid=5677831&oldid=130331890>

2. Кузнечик (шифр) // Википедия. [2023]. Дата обновления: 09.03.2023. URL: <https://ru.wikipedia.org/?curid=5333163&oldid=129121257> (дата обращения: 09.03.2023).

Operational algorithms of the intelligent system for ensuring the cyber security of the onboard equipment of the supersonic passenger aircraft

Mishchenko I. B.¹, Kosyanchuk V. V.¹, Zybin E.Y.¹, Lelikov M.A.¹,
Platoshin G. A.¹

¹State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

The aviation industry is undergoing a stage of digital transformation and processes automation in the field of maintenance and the design of aircraft complex on-board equipment for the purpose of increasing economic efficiency. The introduction of advanced technologies into aircraft on-board systems and airport infrastructure is transforming the information space and increasing the risk of potential vulnerabilities. Existing practices currently do not have operational methods to limit unauthorized third party access to critical aircraft on-board systems, what raise a possibility of accidental or intentional exposure on the information security of the aircraft in order to carry out aviation incidents leading to economic and social destabilization. In the context of intensive digitalization and global information interaction, an integrated approach is required to consider the issues of safe operation of a supersonic passenger aircraft (SPA) on the ground and in the air.

As an innovative defence of the SPA from external and internal threats, the ability of using blockchain based algorithms and block encryption is currently being investigated. These measures help magnification the probability of detecting and preventing a cyber incident, increase the degree of data protection and limit access to information computer systems.

This work is partially supported by Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation under the agreement № 075-15-2022-1024.

References

1. Blockchain [Electronic resource] : Material from Wikipedia – free Encyclopedia: May 9, 2023 / Wikipedia authors // Wikipedia, free Encyclopedia. – Electron. dan. – San Francisco: Wikimedia Foundation, 2023. – Access mode: <https://ru.wikipedia.org/?curid=5677831&oldid=130331890>

2. Grasshopper (cipher) // Wikipedia. [2023]. Update date: 09.03.2023. URL: <https://ru.wikipedia.org/?curid=5333163&oldid=129121257> (accessed: 09.03.2023).

О достижимости штатной динамики полёта воздушного судна методом реконфигурации управления, основанным на данных, при отказах приводов

Лалин А.В.¹, Зыбин Е.Ю.¹, Косьянчук В.В.¹

¹ ФАУ «ГосНИИАС», Москва, Россия

В докладе предлагается метод возвращения к штатной динамике полёта воздушного судна и поддержания этой динамики при отказе приводов [1]. Метод основан на использовании только входных и выходных данных систему управления полетов воздушного судна [1]. Новизна предлагаемого метода состоит в достижении штатной динамики не за один, а за несколько дискретных шагов с момента начала реконфигурации путём решения обратной задачи динамики [3]. Это позволяет обеспечить достижимость желаемых состояний при любом индексе управляемости линейной дискретной модели, а также уменьшить норму вектора реконфигурированных управлений. Приведен пример численного моделирования продольного движения пассажирского самолета с отказом одной из рулей и перенастройкой управления [4].

Исследование показало, что непараметрический метод реконфигурации при отказах исполнительной подсистемы воздушного судна может быть модифицирован

для достижимости штатной динамики полёта в режиме нештатной ситуации. Модификация состоит в том, что матрица данных формируется из пар значений вектора состояния не на последовательных дискретных шагах, а через число шагов, равное индексу управляемости замкнутой системы после отказов. Это же число шагов проходит с момента начала реконфигурации до выхода на штатную динамику. Далее для поддержания штатной динамики реконфигурации проходит по одношаговому алгоритму, если в результате отказов не снизился ранг матрицы управления.

Предложенная модификация метода реконфигурации также позволяет, определив часть линейно независимых правых аннуляторов матрицы управления после отказов, без её полной идентификации, уменьшить норму реконфигурированного управления и реализовать его работоспособными исполнительными органами при заданных ограничениях на их отклонения.

Литература

1. Kosyanchuk VV, Zheltov SY, Zybin EY (2021) Aircraft flight control system fault tolerance under structural and parametric uncertainties. *J Phys: Conf Ser* 1864: 1–12. doi: 10.1088/1742-6596/1864/1/012005.

2. Zybin E.Y., Glasov V.V., Kosyanchuk V.V. A Method for Constructing a Hybrid Controller for Reconfiguration of On-Board Systems of a Supersonic Passenger Aircraft in the Event of Failures // In: Strelets, D.Y., Korsun, O.N. (eds) *Recent Developments in High-Speed Transport*. Springer Aerospace Technology. Springer, Singapore. 2023. Pp. 33–39.

3. Glasov V., Zybin E., Kosyanchuk V. Nonparametric method for aircraft flight control // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019, Vol. 476, p. 012011.

4. Edwards C, Lombaerts T, Smaili H (2010) Fault tolerant flight control. A benchmark challenge. Berlin, Springer-Verlag. doi: 10.1007/978-3-642-11690-2.

On reachability of nominal aircraft flight dynamics by data-based control reconfiguration in case of actuator failures

Lapin A.¹, Zybin E.Y.¹, Kosyanchuk V.¹

¹ State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

The report proposes the data-based method for reaching and maintaining the nominal aircraft flight dynamics in in case of actuator failures [1]. The method is based on aircraft control reconfiguration and uses input and output data of flight control system only [2]. The novelty of the proposed method lies in the reachability of nominal dynamics not in one, but in several discrete steps from the moment the reconfiguration starts [3]. This makes it possible to ensure the reachability of the desired states for any controllability index of the linear discrete model, as well as to reduce the norms of reconfigured control vectors. An example of numerical simulation of the longitudinal motion of a passenger aircraft with the failure of one of the control surfaces and control reconfiguration is given [4].

The study shows that the data-based method of reconfiguration in case of failures of the aircraft actuators can be modified to reach the nominal flight dynamics in the emergency mode. The modification based on the fact that the data matrix is formed from pairs of state vector values not at successive discrete steps, but after a number of steps equal to the closed-loop system controllability index after failures. The same number of steps passes from the moment the reconfiguration starts until the nominal dynamics is reached. Further, to maintain the nominal dynamics, the reconfiguration proceeds according to a one-step algorithm, if the rank of the control matrix has not decreased as a result of failures.

The proposed modification also allows, by determining a part of the linearly independent right annihilators of the control matrix after failures, without its complete identification, to reduce the norm of the reconfigured control vectors to meet the given restrictions on their deviations.

References

1. Kosyanchuk VV, Zheltov SY, Zybin EY (2021) Aircraft flight control system fault tolerance under structural and parametric uncertainties. J Phys: Conf Ser 1864: 1–12. doi: 10.1088/1742-6596/1864/1/012005.
2. Zybin E.Y., Glasov V.V., Kosyanchuk V.V. A Method for Constructing a Hybrid Controller for Reconfiguration of On-Board Systems of a Supersonic Passenger Aircraft in the Event of Failures // In: Strelets, D.Y., Korsun, O.N. (eds) Recent Developments in High-Speed Transport. Springer Aerospace Technology. Springer, Singapore. 2023. Pp. 33–39.
3. Glasov V., Zybin E., Kosyanchuk V. Nonparametric method for aircraft flight control // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019, Vol. 476, p. 012011.
4. Edwards C, Lombaerts T, Smaili H (2010) Fault tolerant flight control. A benchmark challenge. Berlin, Springer-Verlag. doi: 10.1007/978-3-642-11690-2.

Контроль функционального состояния пилота в полете с использованием биометрического браслета

Мищенко И.Б.¹, Косьянчук В.В.¹, Зыбин Е.Ю.¹, Леликов М.А.¹, Платошин Г.А.¹
¹ ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлено описание биометрического браслета, предназначенного для мониторинга физиологических параметров пилота в полете с целью контроля его функционального состояния в рамках задач по реализации системы интеллектуальной поддержки пилота, в том числе, одночленного экипажа для обеспечения требований по безопасности полетов перспективных воздушных судов. Использование биометрического браслета позволяет в режиме реального времени спрогнозировать потерю дееспособности пилота в полете и оповестить бортовую информационную систему для принятия соответствующих мер по обеспечению безопасного завершения полета воздушного судна.

Измерение физиологических параметров и мониторинг работы сердечнососудистой системы с выявлением предикторов остановки сердца осуществляется оптическим модулем биометрического браслета, оснащенный датчиками фотоплетизмографии [1]. Поскольку данный метод регистрации оптического сигнала подвержен артефактам движения, в целях оптимизации процесса измерений и минимизации шумов осуществляется определение позиционирования пространственного положения руки пилота с использованием трехосевых гироскопа и акселерометра.

Диагностика процессов регуляции физиологических функций пилота возможна путем использования различных методов математического анализа. Например, путем вычисления индекса напряжения регуляторных систем можно определить уровень стресса пилота [2]. Оценка функционального состояния пилота осуществляется на основе анализа данных оптической и инерциальной систем биометрического браслета с выявлением ложных сигналов и последующей классификацией событий.

По результатам оценки функционального состояния пилота формируются информационные уведомления для бортовых систем и сигналы индикации для информирования пилота с выводом важных сообщений на дисплее, в том числе, с тактильной обратной связью посредством вибромотора и звуковым оповещением через динамик.

Получение инструкций и информационный обмен браслета с бортовой информационной системой воздушного судна осуществляется посредством Bluetooth и USB Type-C, выбор которых обусловлен конструктивной реализацией и унификацией. Настройка и навигация по интерфейсу биометрического браслета осуществляется аппаратными переключателями.

Литература

1. Калакутский Л.И., Манелис Э.С. Аппаратура и методы клинического мониторинга. Учебное пособие. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т., 1999. С. 161.
2. Ибрагимова Э.Э. Мониторинг уровня стресса обучающихся как подход профилактики нарушения регуляторных механизмов // Ученые записки Крымского федерального университета имени В.И. Вернадского. Социология. Педагогика. Психология. Том 5 (71). 2019. № 2. С. 83–90.

Control of the pilot's functional status in flight using a biometric bracelet

Mishchenko I.B.¹, Kosyanchuk V.V.¹, Zybin E.Y.¹, Lelikov M.A.¹, Platoshin G.A.¹

¹FAO «GosNIAS», Moscow, Russia

This report presents a description of a biometric bracelet designed for monitoring the physiological parameters of a pilot in flight aiming to control pilot functional status as part of the tasks of implementing an intelligent pilot support system, including a single-member crew, to ensure the flight safety requirements of advanced aircraft. The use of a biometric bracelet makes possible to predict the pilot's disablement in flight in real time and notify the on-board information system in order to ensure the safe flight termination.

Measurement of physiological parameters and monitoring of the cardiovascular system with the identification of predictors of asystolism is carried out by an optical module of a biometric bracelet equipped with photoplethysmography sensors [1]. Since this method of recording an optical signal is prone to motion artifacts, to optimize the measurement process and minimize noise, the spatial position of the pilot's hand is determined using a three-axis gyroscope and accelerometer.

Diagnostics of pilot's physiological functions regulation processes is possible by using various methods of mathematical analysis. For example, by calculating the stress index of regulatory systems is possible to determine the level of pilot stress [2]. Evaluation of the pilot's functional status is based on the analysis of data from the optical and inertial systems of the biometric bracelet with the identification of false signals and subsequent event classification.

According to the evaluation results of the pilot's functional status, information notifications are generated for on-board systems and indications are generated to inform the pilot with important message to display, including tactile feedback through a vibrating motor and sound notification through the speaker.

Getting instructions and information exchange between bracelet and aircraft on-board information system is carried out via Bluetooth and USB Type-C, the choice is conditioned by the design implementation and unification. Configuration and compatibility with biometric bracelet interface is performed by pushbutton.

References

1. Kalakutsky L.I., Manelis E.S. Equipment and methods of clinical monitoring. Tutorial. Samara: Samar. state aerospace un-t., 1999. p. 161.
2. Ibragimova E.E. Monitoring the stress level of students as an approach to prevent violations of regulatory mechanisms. Scientific notes V.I. Vernadsky Crimean Federal University. Sociology. Pedagogy. Psychology. Volume 5 (71). 2019. No. 2. p. 83–90.

Оперативная адаптация параметров цифровых фильтров при изменении временного шага дискретности в задачах формирования управления беспилотными транспортными средствами с использованием спутниковых измерений.

Белоногов В.Д.¹

¹МАИ, г.Москва, Россия

Для задач управления беспилотными транспортными средствами, использующими внешние информационные сигналы, в ряде случаев характерно изменение временных параметров T_0 периодического поступления данных. В таких системах обработку поступающей информации с целью формирования цифрового управления реализуют цифровые фильтры, на основании дискретных выборок $x[k]$ некоторого непрерывного сигнала $x(t)$ в моменты квантования $t_k = k \cdot T_0$. Здесь T_0 - [секунд]- период дискретности по времени, $k=0,1,2,..$ целочисленная переменная, по существу счётчик времени. Свойства фильтра однозначно задаются его конкретной математической моделью - дискретной импульсной переходной функцией [1] фильтра (ДИПФ), которая характеризует работу фильтра при конкретном шаге $T_0 = 1/f_0$, где f_0 (герц) – частота периодического поступления выборок $x[k]$ непрерывного сигнала $x(t)$.

При изменении временных интервалов T_0 поступления данных, например, вследствие изменения условий передачи в радиотехническом канале, либо вследствие изменения расположения спутниковой группировки, свойства фильтра в процессе функционирования будут изменяться, а при существенном изменении T_0 такая фильтрация может привести к неудовлетворительным результатам. Это особенно критичным является для цифровых автоматических систем, где фильтры работают в замкнутом контуре управления и при изменении их свойств могут уменьшаться запасы устойчивости. В таких случаях, качество процессов управления может становиться неудовлетворительным и возможна даже потеря устойчивости цифровой системы.

В данной работе ставится и решается задача адаптации параметров цифрового фильтра, обеспечивающей постоянство динамических свойств - неизменность характера ДИПФ. Для перестройки числовых параметров фильтра, предлагается алгоритм, использующий информацию о временных интервалах, полученных при непосредственном измерении. На этапе разработки фильтра для задаваемых параметров производится формирование специальной матрицы пересчёта, а при работе фильтра в реальном времени выполняется оперативный пересчёт параметров цифрового фильтра. Подходы к адаптации аналогичны приведенным в [2], однако, в отличие от частотных свойств, здесь поддерживается постоянство ДИПФ. Для модельного примера приводятся результаты расчёта, показывающие хорошую точность перестройки и стабильные характеристики фильтра при существенном изменении временных интервалов.

Литература

1. Шамриков Б.М. Основы теории цифровых систем управления: учебник для ВТУЗ –ов. М.;Машиностроение, 1985.294 с.
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.

Operational adaptation of digital filter parameters when changing the time step of discreteness in the problems of forming the control of unmanned vehicles using satellite measurements

Belonogov V.D.¹

¹MAI, Moscow, Russia

For control tasks of unmanned vehicles using external information signals, in some cases, a change in the time parameters T_0 of periodic data receipt is typical. In these systems, the processing of incoming information in order to form a digital control is implemented by digital filters, based on discrete samples $x[k]$ of some continuous signal $x(t)$ at the moments of quantization $t_k=k*T_0$. Here T_0 (second) is the discreteness period in time, and $k=0,1,2,..$ is the integer variable defining dimensionless discrete time. The properties of the filter are uniquely specified by its specific mathematical model: the discrete pulse transfer function [1] of the filter (DPTF), which characterizes the filter operation at a specific step $T_0=1/f_0$, where f_0 (Hz) is the frequency of periodic sample arrivals of $x[k]$ of continuous signal $x(t)$.

If the time intervals T_0 of data arrival change, for example, due to a change in the transmission conditions in the radio channel or due to a change in the location of the satellite constellation, the properties of the filter will change during operation, and if T_0 changes significantly, such filtering can lead to unsatisfactory results. This is especially critical for digital automatic systems, where filters operate in a closed control loop, and when their properties change, stability margins can decrease. In such cases, the quality of control processes may become unsatisfactory, so even loss of stability of the digital system is possible.

In this work, the problem of adapting the parameters of a digital filter is raised and solved, which ensures the constancy of the dynamic properties: the invariance of DPTF nature. To rebuild the numerical parameters of the filter, an algorithm is proposed that uses information about the time intervals obtained by direct measurement. At the stage of filter development, a special recalculation matrix is formed for the set parameters, and when the filter is running in real time, the digital filter parameters are recalculated in real time. Approaches to adaptation are similar to those given in [2], however, in contrast to the frequency properties, DPTF is maintained here. For a model example, the calculation results are presented, showing a good tuning accuracy and stable filter characteristics with a significant change in time intervals.

References

1. Shamrikov, B.M. (1985). Fundamentals of the theory of digital control systems: a textbook for Higher Technical Educational Institutions. Moscow: Mechanical engineering, p. 294.
2. Belonogov, V.D. (2017). Tunable digital filter with programmable structure. Patent for invention No. 2631976 (RU). In Inventions. Useful models. Rospatent. Official Bulletin No. 28, October 2017. Moscow: Federal Service for Intellectual Property

Архитектура САУ беспилотного летательного аппарата с использованием алгоритмов обучения с подкреплением.

Аполлонов Д.В.¹, Артамонов М.А.¹, Ершов В.С.¹, Петрова А.А.¹, Чулин М.И.¹

¹ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

В данной работе исследована возможность автоматического управления угловым движением беспилотного летательного аппарата (БЛА) с использованием искусственной нейронной сети, настраиваемой методом обучения с подкреплением. Управление реализуется с помощью агента, стратегия которого определяется алгоритмом глубокого детерминированного градиента политики (Deep Deterministic Policy Gradient, DDPG) [3] и используется для выбора оптимального управления.

Алгоритм DDPG обучения с подкреплением имеет следующую структуру: агент, в нашем случае он будет служить регулятором в канале управления, оказывает влияние на среду, которая состоит из беспилотного летательного аппарата и воздушной среды, получает в ответ вознаграждение, сформированное в зависимости от реакции среды на выбранное агентом управление. Стратегия управления считается найденной, когда вознаграждение становится максимальным [1].

Взаимосвязь агента и среды описывается в терминах действия, вознаграждения, состояния. Для описания этой взаимосвязи вводятся Марковские процессы принятия решений с конечным множеством состояний.

Алгоритм стремится найти стратегию, которая позволяет получить максимальное вознаграждение. Она реализована в виде глубокой нейронной сети с изменяющимися параметрами.

В данной работе стратегия будет принята детерминированной, что позволит сократить объем обучающих данных [2].

Выбранный алгоритм позволяет избежать ряда проблем, возникающих при использовании классических методов управления.

В частности, основной проблемой при выборе закона управления является неточность математической модели, в соответствии с которой формируются коэффициенты ПИД-регуляторов, обычно используемых для формирования управляющего сигнала в продольном и боковом каналах управления летательного аппарата. Метод, используемый в данной работе, является безмодельным, что позволяет избежать неточности настройки, но для этого агент не должен отличать взаимодействие с реальным миром и симулированной средой при настройке. Для того чтобы обойти это требование, можно воспользоваться возможностью частичного обучения системы в полёте.

Результатом выполнения обучения является алгоритм управления, обеспечивающий, например наилучшее (по выбранному критерию) отслеживание заданного углового положения БЛА.

Литература

1. Саттон Р.С., Барто Э. Дж. Обучение с подкреплением: Введение. 2-е изд./ пер. с англ. А.А. Слинкина. – М.: ДМК Пресс, 2020. -552с.
2. Rajesh Siraskar. Reinforcement Learning for Control of Valves. Coventry University, UK, 2021.
3. Mark Hudson Beale, Martin T. Hagan, Howard B. Demuth. Deep Learning Toolbox: User's Guide, 2020.

Architecture of the unmanned aerial vehicle (UAV) automatic control system based on reinforcement learning algorithms

Apollonov D.V.¹, Artamonov M.A.¹, Yershov V.S.¹, Petrova A.A.¹, Chulin M.I.¹

¹TsAGI. Zhukovsky, Russia

In this paper, the possibility of an unmanned aerial vehicle (UAV) angular movement automatic control with the use of artificial neural network adjusted by reinforcement learning is investigated. Control is implemented by means of the agent whose strategy is determined by an algorithm of deep deterministic policy gradient (DDPG) [3] and which is used to choose the optimum control.

The DDPG reinforcement learning algorithm has the following structure: the agent - in our case it serves as the regulator in a control loop - affects the environment which consists of an unmanned aerial vehicle and the air environment; and receives back the reward created depending on the response of the environment to the control chosen by the agent. The control strategy is considered found when the reward becomes maximum [1].

The agent - environment interrelation is described in terms of action, reward, and state. To describe this interrelation, Markov decision processes with a finite set of states are used.

The algorithm seeks to find the strategy which provides the maximum reward. It is implemented in the form of a deep neural network with adjusted parameters.

In this paper, the determined policy will be assumed that allows reduce the training data volume [2].

The chosen algorithm allows avoid a number of problems arising from the use of classical control methods.

For example, the main problem with the choice of control law is the inaccuracy of the mathematical model used to calculate the coefficients of PID controllers usually used to form the aircraft longitudinal and lateral control signals. The method used in this paper is model-free that allows avoid adjustment inaccuracy; however, for this purpose the agent should not distinguish between interaction with the real world and the simulated environment during adjustment. To bypass this requirement, it is possible to use the opportunity of system partial training in flight.

The result of completed learning is the control algorithm providing, for example, the best (by the chosen criterion) tracking of the set UAV (angular) attitude.

References:

1. Richard S. Sutton and Andrew G. Barto, Reinforcement Learning: An introduction. MIT Press. Cambridge. 2018.

2. Rajesh Siraskar. Reinforcement Learning for Control of Valves. Coventry University, UK, 2021.

3. Mark Hudson Beale, Martin T. Hagan, Howard B. Demuth. Deep Learning Toolbox: User's Guide.

Алгоритмы выбора и сопряжения скользящих интервалов при идентификации по большим объемам полетных данных

Корсун О.Н.^{1,2}, Стуловский А.В.¹

¹ ФАУ ГосНИИАС, г. Москва, Россия

² МАИ, г. Москва, Россия

Доклад посвящен задаче восстановления сигналов. Предполагается, что для летательного аппарата известны значения проекций скорости в нормальной и перегрузок в связанной системах координат [1]. Требуется получить оценки углов ориентации на основе соотношений, связывающих эти величины [2].

Предлагается сформулировать данную задачу в виде задачи поиска оптимального управления, решение которой осуществляется прямым методом [3]. При этом искомые сигналы представляются в виде кубических сплайнов, коэффициенты которых находятся при помощи метода Ньютона.

Поскольку требуется обрабатывать большой объем данных, рассматриваются способы выбора наиболее важных участков для идентификации параметров, основанные на анализе степени обусловленности соответствующей информационной матрицы, а также подходы к сопряжению результатов, полученных для разных участков.

Приведены результаты исследования, демонстрирующие следующее:

- При заданных условиях значения углов ориентации могут быть получены с приемлемой точностью, по крайней мере, при работе по данным стенда моделирования в отсутствие шумов.

- Предложенные критерии выбора участка позволяют выделить области, соответствующие увеличению погрешностей идентификации и уменьшить эти погрешности за счет изменения границ обрабатываемых участков.

- Оценки сигналов для отдельных участков, благодаря свойствам сплайнов, могут быть легко распространены и согласованы.
- Предложенные критерии для выбора продолжительности участков и величины смещения позволяют добиться непрерывности обработки сигнала.

Литература

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов /Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
2. Корсун О.Н., Стуловский А.В. Восстановление параметров движения летательного аппарата с использованием алгоритмов оптимального управления. Известия РАН. Теория и системы управления, 2023, № 1, с. 59-70.
3. A. V. Rao. Survey of Numerical Methods for Optimal Control. Advances in the Astronautical Sciences, 2010, V. 135, No. 1, pp. 497-528.

Algorithms for selection and combination of sliding intervals for identification based on large volumes of flight data

Korsun O.N.^{1,2}, Stulovsky A.V.¹

¹ State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

This report is devoted to the problem of signal recovery. It is assumed that for the aircraft the velocity projections in the normal Earth system and overloads in the body-fixed coordinate system are known [1]. This allows obtaining estimates of orientation angles based on the expressions connecting them [2].

It is proposed to formulate the problem as a problem of optimal control and find solution by the direct method [3]. Then desired signals are represented in the form of cubic splines, coefficients of which are determined using Newton's method.

Since a large volume of data needs to be processed, the report considers methods for selecting the most important areas for parameter estimation and approaches for combining the results obtained for different areas.

The results of research demonstrate that:

- Under given conditions, the values of orientation angles can be obtained with sufficient accuracy, at least for simulation bench data in the absence of noise.
- The proposed criteria for area selection provide only a qualitative estimation of the resulting solution accuracy, while making it possible to identify in advance the areas where significant discrepancies can occur.
- Signal estimations for individual areas due to the inherent properties of splines can be easily combined and adjusted.
- The proposed criteria for choosing the duration of intervals and the offset allow us to achieve continuity of signal processing.

References

1. Aerodynamics, Stability, and Controllability of Supersonic Aircraft /Edited by G.S. Byushgens. М.: Nauka, 1998. 816 p.
2. O. N. Korsun, A. V. Stulovsky. Recovery of Aircraft Motion Parameters Using the Optimal Control Algorithms. Journal of Computer and Systems Sciences International, 2023, V. 62, No. 1, pp. 57-68.
3. A. V. Rao. Survey of Numerical Methods for Optimal Control. Advances in the Astronautical Sciences, 2010, V. 135, No. 1, pp. 497-528.

**К вопросу о совершенствовании нормативного обеспечения
создания и эксплуатации беспилотных авиационных систем транспортного
назначения**

Настас Г.Н.¹, Титов А.Е.¹, Дьяков Д.А.²

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

²БГАА, г. Минск, Республика Беларусь

Использование беспилотных авиационных систем (БАС) в различных отраслях экономики уже доказало свою целесообразность и эффективность, в первую очередь для мониторинга местности и решения транспортных задач. Необходимо отметить достижение качественных результатов в создании и использовании БАС в решении транспортных задач у развитых стран, таких как США, страны Евросоюза и Китай.

Развитие технологий в области БАС предполагает использование транспортных беспилотных воздушных судов (ТБВС) не только для доставки груза одним ТБВС, но и осуществлять транспортные операции в группе. Использование технологий искусственного интеллекта ориентировано в настоящее время прежде всего на применение в системах управления БАС. В ближайшей перспективе нужно рассматривать применение крупномасштабных информационно-исполнительных авиационных систем БАС, состоящих из информационно связанных разнородных БВС. Представляется обоснованным, что эти системы должны состоять из совокупности однофункциональных БВС различного информационного и исполнительного назначения.

В проблемах организации действий больших групп БВС, управления группами БВС. следует обратить внимание на новый ряд задач, связанных с групповым глубоким взаимодействием аппаратов, образующих разнородную группу при выполнении сложных, зачастую малоопределённых действий, на нахождение новых подходов и формирование новых путей решения задач управления группой [1].

Наряду с решением проблем внедрения технологий искусственного интеллекта в этап разработки и создания ТБВС, как образца авиационной техники (АТ), необходимо также совершенствовать систему нормативного обеспечения этих процессов на этапах жизненного цикла изделия. Цель совершенствования нормативного обеспечения жизненного цикла образца АТ состоит прежде всего, в создании условий для решения основной проблемы строительства – максимально возможного срока изготовления образца АТ [2, 3].

С целью совершенствования нормативного обеспечения ТБВС с элементами искусственного интеллекта предлагается к разработке ряд стандартов (нормативно-технических документов) в части их создания и испытаний, представленных ниже [4, 5].

Предложения в перечень и содержание нормативной базы Российской Федерации в области разработки (создания) и эксплуатации беспилотных воздушных судов, использующих технологии искусственного интеллекта:

– Системы искусственного интеллекта (СИИ) в беспилотных воздушных судах.
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.

Предложения в перечень и содержание нормативной базы Российской Федерации в области испытаний беспилотных воздушных судов, использующих технологии искусственного интеллекта:

– Искусственный интеллект в системах технического зрения БВС с ИИ. Требования к испытаниям, в том числе в составе групп.

– Системы инфокоммуникационного обмена БВС с ИИ. Требования к испытаниям, в том числе в составе групп.

– Системы группового управления БВС с ИИ. Требования к испытаниям.

– Системы групповой автономной навигации БВС с ИИ. Требования к испытаниям.

– Системы принятия решений в СИИ для БВС различных классов. Требования к испытаниям.

– Бортовые системы искусственного интеллекта для БВС различных классов. Методы валидации и верификации.

– Бортовые системы искусственного интеллекта для БВС различных классов. Требования к испытаниям.

Представленные предложения являются первым блоком нормативной базы для процессов разработки, создания, испытаний и применения ТБВС, которые предложены для включения в Программу национальной стандартизации на 2024 год.

Литература

1. Кутахов, В. П. Управление групповым поведением беспилотных летательных аппаратов: постановка задачи применения технологий искусственного интеллекта / В. П. Кутахов, Р. В. Мещеряков // Проблемы управления. – 2022. – № 1. – С. 67-74. – DOI 10.25728/ru.2022.1.5. – EDN J LXUXI.

2. Скопец, Г. М. Жизненный цикл образца авиационной техники. Теория и практика нормативного обеспечения. Монография / В. Ф. Жмеренецкий, Н. П. Ливинцев, Р. В. Саранин, Г. М. Скопец // Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), – Москва: Общество с ограниченной ответственностью "ЛЕНАНД", 2022. – ISBN 978-5-9710-9630-6.

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. – EDN ZGQVGN.

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. Serebryansky, S. A. To the question of optimizing product life cycle STAGES / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911045. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911045. – EDN GADDQI.

On the issue of improving the regulatory support for the creation and operation of unmanned aircraft systems for transport purposes

Nastas G.N.¹, Titov A.E.¹, Dyakov D.A.²

¹National research center «Institute named after N.E. Zhukovsky», Moscow

²BGAA, Minsk, Republic of Belarus

The use of unmanned aircraft systems (UAS) in various sectors of the economy has already proved its feasibility and effectiveness, primarily for monitoring the terrain and solving transport problems. It is necessary to note the achievement of high-quality results in the creation and use of UAS in solving transport problems in developed countries, such as the USA, EU countries and China.

The development of technologies in the field of UAS involves the use of transport unmanned aerial vehicles (UAVs) not only for the delivery of cargo by one UAVs, but also to carry out transport operations in a group. The use of artificial intelligence technologies is currently focused primarily on application in UAS control systems. In the near future, it is necessary to consider the use of large-scale information-executive aviation systems of UAS, consisting of information-related heterogeneous UAVs. It seems reasonable that these systems should consist of a set of single-functional UAS for various informational and executive purposes.

In the problems of organizing the actions of large groups of transport UAVs, managing groups of UAVs. attention should be paid to a new set of tasks related to the deep group interaction of devices forming a heterogeneous group when performing complex, often poorly defined actions, finding new approaches and forming new ways to solve group management problems [1].

Along with solving the problems of introducing artificial intelligence technologies into the stage of development and creation of transport UAVs as a model of aviation equipment (AE), it is also necessary to improve the system of regulatory support for these processes at the stages of the product life cycle. The purpose of improving the regulatory support of the life cycle of the AE sample is primarily to create conditions for solving the main problem of construction – the maximum possible production time of the AE sample [2, 3].

In order to improve the regulatory support of transport UAVs with elements of artificial intelligence, it is proposed to develop a number of standards (normative and technical documents) in terms of their creation and testing, presented below [4, 5].

Proposals to the list and content of the regulatory framework of the Russian Federation in the field of development (creation) and operation of unmanned aircraft using artificial intelligence technologies:

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

Proposals for the list and content of the regulatory framework of the Russian Federation in the field of testing unmanned aircraft using artificial intelligence technologies:

- Artificial intelligence in UAV vision systems with AIS. Requirements for tests, including as part of groups.
- Information and communication exchange systems of the UAVs with AIS. Requirements for tests, including as part of groups.
- UAV group control systems with AI. Test requirements.
- UAV group autonomous navigation systems with AIS. Test requirements.
- Decision-making systems in SII for UAVs of various classes. Test requirements.
- On-board artificial intelligence systems for UAVs of various classes. Validation and verification methods.
- On-board artificial intelligence systems for UAVs of various classes. Test requirements.

The presented proposals are the first block of the regulatory framework for the development, creation, testing and application of transport UAVs, which are proposed for inclusion in the National Standardization Program for 2024.

References

1. Kutakhov, V. P. Management of group behavior of unmanned aerial vehicles: statement of the problem of application of artificial intelligence technologies / V. P. Kutakhov, R. V. Meshcheryakov // Problems of management. – 2022. – No. 1. – PP. 67-74. – DOI 10.25728/pu.2022.1.5. – EDN JLXUXI.
2. Skopets, G. M. The life cycle of an aircraft model. Theory and practice of regulatory support. Monograph / V. F. Zhmerenetsky, N. P. Livintsev, R. V. Saranin, G. M. Skopets // Moscow Aviation Institute (National Research University), – Moscow: LENAND Limited Liability Company, 2022. – ISBN 978-5-9710-9630-6.
3. 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.
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. Serebryansky, S. A. To the question of optimizing product life cycle STAGES / S. A. Serebryansky, A. V. Barabanov // Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2019, Moscow, 01–03 октября 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911045. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911045. – EDN GADDQI.

Вопросы интеллектуализации управления системами на основе беспилотных летательных аппаратов

Титов А.Е.¹, Трофимчук М.В.², Сафин А.М.²

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

²ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» г. Воронеж

На сегодняшний день одним из наиболее перспективных направлений развития технологий управления и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами (БЛА) является искусственный интеллект (ИИ) с его разнообразными производными и смежными областями, и, соответственно, интеллектуализация всех аспектов жизненного цикла авиационных комплексов, в первую очередь беспилотных. БЛА и систем на их основе является идеальным полем практического применения технологий ИИ. Именно ИИ и интеллектуализация должны обеспечить прорыв в эффективности использования авиации для решения различных задач, в том числе

военного характера [1, 2]. Наряду с интеллектуализацией самого летательного аппарата (ЛА) и его систем, главной и наиболее важной задачей является интеллектуализация управления группами летательных аппаратов, в перспективе – управления крупномасштабными многофункциональными беспилотными системами [3].

Для создания авиационных высокоинтеллектуальных систем следующего поколения необходимы не разрозненные исследования в отдельных научно-технических направлениях [4, 5], а совокупность взаимосвязанных по срокам и результатам поэтапных работ, охватывающих все аспекты создания и применения авиационных систем на основе БЛА (АС БЛА). Необходима системная увязка научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по направлениям для интеллектуализации АС БЛА, включая мероприятия по следующим направлениям [6, 7]:

- создание интеллектуальных систем управления ЛА;
- создание интеллектуального двигателя ЛА;
- создание интеллектуальных систем бортового оборудования ЛА;
- разработка принципов, технических путей и создание систем группового применения ЛА;
- создание высокоинтеллектуальных средств воздействия;
- интеграция радиоэлектронных средств воздействия;
- создание систем моделирования АС БЛА и их составных частей.

Главной целью создания и развития вышеуказанных тематических направлений является разработка методов и программно-аппаратных решений по интеллектуализации всей интегрированной авиационной системы – группы беспилотных и пилотируемых летательных аппаратов, и средств воздействия на основе интеллектуализации её элементов и составных частей, начиная от работ по отдельным технологическим направлениям, и в дальнейшем переходя к их интеграции и разработке технологий высокого уровня интеллектуализации.

Литература

1. Кутахов В.П. Интеллектуализация авиационных комплексов // Материалы заседания Межведомственной рабочей группы по подготовке предложений, направленных на выявление перспективных и прорывных направлений научно-технического и инновационного развития авиационной отрасли. 2018. С. 34-36.
2. Кутахов В.П. Развитие информационных технологий и их влияние на облик боевых действий XXI века // Известия РАРАН, выпуск 112, 2020. С. 11-16.
3. Кутахов В.П., Титов А.Е. Крупномасштабные авиационные системы с беспилотными летательными аппаратами – новая парадигма боевых действий // Воздушно-космические силы. Теория и практика, выпуск 19, 2021. С. 212-221.
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. 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.
6. Кутахов, В. П. Интеллектуализация управления авиационными системами. Проблемы и направления исследований / В. П. Кутахов, А. Е. Титов // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 8-10. – EDN DAYFSC.

7. Кутахов, В. П. Категоризация беспилотных авиационных систем как необходимый процесс управления конфигурацией на этапах жизненного цикла изделия / В. П. Кутахов, Г. Н. Настас, А. М. Сафин // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 03 сентября 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 172-175. – EDN VYNLVD.

References

1. Kutakhov V.P. Intellectualization of aviation complexes // Materials of the meeting of the Interdepartmental Working Group on the preparation of proposals aimed at identifying promising and breakthrough areas of scientific, technical and innovative development of the aviation industry. 2018. pp. 34-36.

2. Kutakhov V.P. The development of information technologies and their impact on the appearance of the fighting of the XXI century // Izvestia RARAN, issue 112, 2020. pp. 11-16.

3. Kutakhov V.P., Titov A.E. Large-scale aviation systems with unmanned aerial vehicles - a new paradigm of combat operations // Aerospace forces. Theory and Practice, issue 19, 2021. pp. 212-221.

4. Bratukhin A. G., Serebryansky S. A., Strelets D. Yub et al. 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.

5. 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.

6. Kutakhov, V. P. Intellectualization of aviation systems management. Problems and directions of research / V. P. Kutakhov, A. E. Titov // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 8-10. – EDN DAYFSC.

7. Kutakhov, V. P. Categorization of unmanned aircraft systems as a necessary configuration management process at the stages of the product life cycle / V. P. Kutakhov, G. N. Nastas, A.M. Safin // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 172-175. – EDN VYNLVD.

Issues of intellectualization of control systems based on unmanned aerial vehicles

Titov A.E.¹, Trofimchuck M.B.², Safin A.M.²

¹National research center «Institute named after N.E. Zhukovsky», Moscow

²MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy», Voronezh

Nowadays one of the most promising areas for the development of control technologies and the use of complexes with unmanned aerial vehicles (UAVs) is artificial intelligence (AI) with its diverse production and related fields, and, accordingly, the intellectualization of all aspects of the life cycle of aviation complexes, primarily unmanned. UAVs and systems based on them are an ideal field of practical application of AI technologies. It is AI and intellectualization that should provide a breakthrough in the efficiency of using aviation to solve various tasks, including military character [1, 2]. Along with the intellectualization of the aircraft itself and its systems, the main and most important

task is the intellectualization of the control of groups of aircraft, in the future – control of large-scale multifunctional unmanned systems [3].

To create highly intelligent aviation systems of the next generation, it is not necessary to conduct separate research in separate scientific and technical areas [4, 5], but a set of mutually related in terms of time and results of experimental work covering all aspects of the creation and application of aircraft systems based on UAVs (AS UAVs). It is necessary to systematically link research and development work in areas for the intellectualization of AS UAVs, including activities in the following areas [6, 7]:

- creation of intelligent aircraft control systems;
- creation of an intelligent aircraft engine;
- creation of intelligent systems of aircraft on-board equipment;
- development of principles, technical ways and creation of systems for the group application of aircraft;
- creation of highly intelligent means of influence;
- integration of radio-electronic means of influence;
- creation of UAV AS modeling systems and their components.

The main goal of the creation and development of the above-mentioned thematic areas is the development of methods and software and hardware solutions for the intellectualization of the entire integrated aviation system - a group of unmanned and manned aircraft, and means of influence based on the intellectualization of its elements and components, starting from work on individual technological areas, and moving on to their integration and development of technologies of a high level of intellectualization.

References

1. Kutakhov V.P. Intellectualization of aviation complexes // Materials of the meeting of the Interdepartmental Working Group on the preparation of proposals aimed at identifying promising and breakthrough areas of scientific, technical and innovative development of the aviation industry. 2018. pp. 34-36.

2. Kutakhov V.P. The development of information technologies and their impact on the appearance of the fighting of the XXI century // Izvestia RARAN, issue 112, 2020. pp. 11-16.

3. Kutakhov V.P., Titov A.E. Large-scale aviation systems with unmanned aerial vehicles - a new paradigm of combat operations // Aerospace forces. Theory and Practice, issue 19, 2021. pp. 212-221.

4. Bratukhin A. G., Serebryansky S. A., Strelets D. Yu6 et al. 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.

5. 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.

6. Kutakhov, V. P. Intellectualization of aviation systems management. Problems and directions of research / V. P. Kutakhov, A. E. Titov // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 8-10. – EDN DAYFSC.

7. Kutakhov, V. P. Categorization of unmanned aircraft systems as a necessary configuration management process at the stages of the product life cycle / V. P. Kutakhov, G. N. Nastas, A.M. Safin // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions: abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 – 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). – Moscow: Pero Publishing House, 2022. – pp. 172-175. – EDN VYNLVD.

Оптимальная модель управляющих действий летчика как подход к синтезу системы управления сверхзвукового пассажирского самолета

Ефремов А.В.¹, Иргалеев И.Х.¹, Гришина А.Ю.¹, Ефремов Е.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Моделирование действий летчика в задачах ручного управления является важной составной частью исследований и синтеза человеко-машинных систем. Возможность описания характеристик действий летчика средствами математического моделирования [1] позволяет решать задачи на этапе предварительного проектирования самолета, анализа результатов летных испытаний и полунатурного моделирования.

В настоящей работе предложена модификация оптимальной модели управляющих действий летчика (ОМЛ) [2], в основе которой лежит предположение о том, что хорошо тренированный и заинтересованный оператор решает поставленную перед ним задачу управления способом, близким к оптимальному с учетом свойственных человеку психофизиологических ограничений. Основной идеей модификации ОМЛ является перемещение звена запаздывания из модели летчика на выход системы (к входному сигналу) и одновременное удаление предсказателя-контроллера из структуры модели. Показано, что в таком случае результаты математического моделирования имеют лучшее по сравнению с базовым вариантом модели совпадение с результатами полунатурного моделирования [3].

С использованием модифицированного подхода ОМЛ в ходе настоящей были проведены исследования для нескольких вариантов реализации системы управления сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС). В работе рассмотрен классический вариант синтеза СУ, основанный на использовании обратных связей и вариант с использованием регулятора, реализованного на принципе обратной динамики. Кроме того, были выполнены исследования по влиянию параметров входного сигнала.

Результаты экспериментальных исследований и математического моделирования показали, что использование в системе управления СПС регулятора, основанного на принципе «обратной динамики», позволяет улучшить точность пилотирования на этапе посадки СПС в несколько раз, в отличие от традиционного – с использованием обратных связей. Также исследования показали, что модифицированная ОМЛ позволяет получить достаточно близкие результаты с 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. Ефремов А. В. «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», Москва, МАИ, 194 стр., 2017 г.
2. Kleinman D.L., Baron S., Levison W.H. An optimal control model of human response. *Automatica*, vol. 6, 1970, pp.357-369.
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. – EDN ZGQVGN.
4. David K. Schmidt. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 2, issue 4, pp. 308-312

The optimal control model as an approach to synthesis of the control system of a supersonic passenger transport

Efremov A.V.¹, Irgaleev I.K.¹, Grishina A.Y.¹, Efremov E.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Simulation of pilot actions in manual control tasks is an important part of research and synthesis of man-machine systems. The possibility of describing the characteristics of the pilot's actions by means of mathematical modeling [1] makes it possible to solve problems at the stage of preliminary design of the aircraft, analysis of the results of flight tests and semi-natural simulation.

In this paper, we propose a modification of the optimal model of pilot control actions (OCM) [2], which is based on the assumption that a well-trained and interested operator solves the control task assigned to him in a way that is close to optimal, taking into account the psychophysiological limitations inherent in a person. The main idea of the OCM modification is to move the delay link from the pilot model to the system output (to the input signal) and simultaneously remove the predictor-controller from the model structure. It is shown that in this case the results of mathematical modeling have a better agreement with the results of semi-natural modeling compared to the basic version of the model [3].

Using a modified OCM approach, in the course of this study, studies were carried out for several options for implementing the control system of a second-generation supersonic passenger transport (SST). The paper considers the classical version of the synthesis of the control system, based on the use of feedback and the version using the controller, implemented on the principle of inverse dynamics. In addition, studies were performed on the influence of input signal parameters.

The results of experimental studies and mathematical modeling have shown that the use of a controller based on the principle of "reverse dynamics" in the OCM control system allows improving the piloting accuracy at the SST landing stage by several times, in contrast to the traditional one using feedback. Also, studies have shown that the modified OCM allows you to get fairly close results with the results of experiments.

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 Efremov A. V. "Aircraft-pilot system. Regularities and Mathematical Models of Pilot Behavior", Moscow, MAI, 194 pages, 2017
2. Kleinman D.L., Baron S., Levison W.H. An optimal control model of human response. *Automatica*, vol. 6, 1970, pp.357-369.
3. 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
4. David K. Schmidt. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 2, issue 4, pp. 308-312

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

MATHEMATICAL MODELING

Моделирование характеристик обтекания несущего винта с эллиптической корневой частью на режиме висения

Кусюмов С.А.¹, Степанов Р.П.¹, Кусюмов А.Н.¹, Миргазов Р.М.², Крицкий Б.С.²

¹КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань, Россия

²ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия

Влияние выбора аэродинамического профиля на аэродинамические характеристики винта имеет важное значение при разработке высокоскоростных вертолетов, поскольку в определенном диапазоне углов азимута корневая часть лопасти винта работает в условиях обратного обтекания.

В настоящей работе рассматривается влияние эллиптического профиля корневой части лопасти винта вертолета на аэродинамические и аэроакустические характеристики несущего винта, полученные с использованием численного моделирования (CFD). Определяются характеристики двух моделей винтов, геометрия которых имеет отличия в корневой части. Один из винтов имеет корневую часть, построенную с использованием профиля NASA0012. Для второй модели винта в корневой части используется профиль DBLN526 эллиптической формы.

Моделирование проводилось для одной лопасти, в пределах изменения угла азимута от 0° до 90° . На верхней и нижней границах области моделирования использовались граничные условия типа «источник-сток» [1]. Изучаются амплитуда и временные характеристики аэроакустического излучения в ближнем поле, полученные непосредственно из результатов численного моделирования. Полученные с помощью численного моделирования интегральные аэродинамические характеристики винта сравниваются с данными эксперимента в аэродинамической трубе КНИТУ-КАИ [2], [3].

Интегральные и распределенные характеристики винтов определялись для угловых скоростей вращения винта 900, 1400 и 2600 об/мин. Из данных для развертки акустического сигнала следует, что для наблюдателя, расположенного на малом расстоянии в плоскости вращения винта, амплитуда сигнала (значение "peak to peak") существенно зависит от формы корневой части винта. Для винта с эллиптической корневой частью при всех значениях частоты вращения винта амплитуда звукового сигнала процентов на 25 выше, в сравнении с винтом, корневая часть которого выполнена с использованием профиля NASA0012. Для больших значений числа оборотов винта интегральные характеристики винта (коэффициенты тяги и полезного действия) практически не зависят от формы концевой части лопасти.

Литература

1. Mohd N.A., Barakos G.N. Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors. RAeS Aerodynamics Conference. University of Bristol, the UK, July 27–28, 2010, pp. 1–19.
2. Пахов В.В., Файзуллин К.В., Денисов С.Л. Об измерении акустических характеристик модели несущего вертолетного винта в аэродинамической трубе. Акустический журнал. 2020, Т. 66, № 1, с. 46 – 57.
3. Stepanov R., Pakhov V., Bozhenko A., Batrakov A., Garipova L., Kusyumov A., Mikhaylov S., Barakos G. Experimental and numerical study of rotor aeroacoustics. International Journal of Aeroacoustics. 2017, Vol. 16, No. 6, pp. 460–475.

Финансирование

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации тема № 123030100016-5, FZSU-2023-0005.

Modeling of flow characteristics of main rotor with elliptical root section in hover regime

Kusyumov S.A.¹, Stepanov R.P.¹, Kusyumov A.N.¹, Mirgazov R.M.², Kritsky B.S.²

¹KNRTU-KAI named after A.N. Tupolev, Kazan, Russia

²TsAGI named after prof. N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Russia

The design of high-speed helicopters impose specific requirements to the blade geometry of the main rotor, since reverse flow region near the root section of the rotor blade can occur at certain azimuth angles of the main rotor.

In this work, the influence of an elliptic airfoil in the root section of the blade on the aerodynamic and aeroacoustic characteristics of a rotor in hover regime is considered using Computational Fluid Dynamics (CFD). The characteristics of two rotor models with different blade root geometries are compared. The first rotor has the shape of NACA0012 airfoil in the root section of the blades. The second rotor model has the elliptic DBLN526 airfoil in the root of the rotor blades.

The modeling was carried out for a single blade, for azimuth angles ranging from 0° to 90°. The "source-sink" [1] type of boundary models was used at the upper and lower boundaries of the computational domain.

The amplitude and temporal characteristics of aeroacoustic emission in near-field are investigated using numerical modeling. The numerically obtained results of integral aerodynamic characteristics of the rotor are compared to experimental data, obtained in T-1K wind tunnel at KNRTU-KAI [2], [3].

The integral and distributed characteristics of the rotor were obtained for the angular velocity of 900, 1400 and 2600 rpm. The obtained acoustic pressure distribution indicate that the amplitude of the signal (the "peak to peak" value) depends considerably on the blade root geometry when the observer is located in close proximity to the rotor and on the rotational plane of the rotor. The elliptic root shape of the rotor blade leads to 25% increase of the acoustic signal amplitude compared to the case when NACA0012 airfoil is used in the root of the rotor blade. The root shape of the rotor blade has almost negligible impact on the integral characteristics of the rotor (the thrust coefficient and the figure of merit) at high angular speeds of the rotor.

References:

1. Mohd N.A., Barakos G.N. Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors. RAeS Aerodynamics Conference. University of Bristol, the UK, July 27–28, 2010, pp. 1–19.
2. Pakhov V., Fayzullin K., Denisov S. Measuring the Acoustic Characteristics of a Helicopter Rotormodel in a Wind Tunnel. *Acoustical Physics*. 2020, Vol. 66, No. 1, pp. 44–54.
3. Stepanov R., Pakhov V., Bozhenko A., Batrakov A., Garipova L., Kusyumov A., Mikhaylov S., Barakos G. Experimental and numerical study of rotor aeroacoustics. *International Journal of Aeroacoustics*. 2017, Vol. 16, No. 6, pp. 460–475.

Funding

This work was supported by the grant "FZSU-2023-0005" (No. 123030100016-5) of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation.

Методология раздельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний

Корсун О.Н.^{1,2}, Поплавский Б.К.¹, Ом М.Х.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² ФАУ ГосНИИАС, г. Москва, Россия

Рассматриваются основные этапы методологии раздельной идентификации сил тяги и сопротивления по полетным данным, не требующей использования газодинамической модели двигателя и установки дополнительных датчиков. Идентификация силы тяги газотурбинных двигателей по полетным данным является актуальной задачей летных испытаний [1]. Традиционно она решается при помощи газодинамической модели двигателя, определение параметров которой является достаточно сложным, и требует применения самолетов-лабораторий [1], на которых устанавливаются двигатели, дополнительно оборудованные внештатными датчиками давления и температуры в основных сечениях двигателя. Поэтому предлагаемый подход, не требующий установки дополнительных датчиков, не использующий газодинамическую модель двигателя, представляется весьма привлекательным. Однако до настоящего времени он на практике не используется, поскольку приводит к идентификационной задаче, относящейся к классу некорректных по А.Н. Тихонову, или плохо обусловленных [1]. Значение и новизна предлагаемого подхода состоит в том, что в нем предложены пути для решения указанной некорректной задачи. Сформированы допущения, позволяющие решить задачу в условиях случайных погрешностей измерений, предложены полетные маневры и методы обработки, исследовано влияние отклонений от базовых допущений, показана инвариантность по отношению к массе, высоте и скорости полета, а также к характеристикам маневренности исследуемого самолета. Оригинальность предлагаемых решений подтверждена патентом на изобретение [2] и апробацией на международных конференциях [3].

Работоспособность методологии подтверждается данными математического и стендового моделирования.

Литература

1. Васильченко К.К., Кочетков Ю.А., Леонов В.А., Поплавский Б.К. Летные испытания самолетов. – М.: Машиностроение, 1996. 720 с.

2. Заец В.Ф., Корсун О.Н., Поплавский Б.К. и др. Способ определения тяги двигателей самолета. Патент на изобретение RU 2579796 C1, 10.04.2016. Заявка № 2015103998/28 от 06.02.2015.

3. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Om M.H. (2023). Identification of the Engine Thrust Force Using Flight Test Data. In: Jing, Z., Strelets, D. (eds) Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2021. ICASSE 2021. Lecture Notes in Electrical Engineering, vol 849. Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-16-8154-7_30.

Algorithms for selection and combination of sliding intervals for identification based on large volumes of flight data

Korsun O.N.^{1,2}, Poplavsky A.V.¹, Om M.H.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

² State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

The main stages of the methodology for separate identification of thrust and drag forces from flight data are considered, which does not require the use of a gas-dynamic model of the engine and the installation of additional sensors. Identification of the thrust force of gas turbine engines from flight data is an urgent task of flight testing [1]. Traditionally, it is

solved using a gas-dynamic engine model, the determination of the parameters of which is quite complex and requires the use of laboratory aircraft [1], on which the engines are installed, which are equipped with additional pressure and temperature sensors in the main sections of the engine. Therefore, the proposed approach, which does not require the installation of additional sensors and does not use a sophisticated gas-dynamic engine model, seems very attractive. However, up till now it is not used in practice, since it leads to an identification problem that belongs to the class of incorrect ones according to A.N. Tikhonov, or poorly conditioned [1]. The significance and novelty of the proposed approach lies in the fact that it suggests way to solve this ill-posed problem. Assumptions have been formed that allow solving the problem under conditions of random measurement errors, flight maneuvers and processing methods have been proposed, the influence of deviations from the basic assumptions has been studied, invariance has been shown with respect to the mass, altitude and flight speed, as well as the maneuverability characteristics of the aircraft under study. The originality of the proposed solutions is confirmed by a patent for an invention [2] and reports at international conferences [3].

The efficiency of the methodology is confirmed by mathematical and bench modeling data.

References

1. Vasilchenko K.K., Kochetkov Yu. A., Leonov V.A., Poplavsky B.K. Aircraft Flight Tests. –Mashinostroenie, Moscow, 1996. 720 p.
2. Zaets V.F., Korsun O.N., Poplavskij B.K. et al. Method of determining aircraft engine thrust. Patent for Invention RU 2579796 C1, 10.04.2016. Application № 2015103998/28, 06.02.2015.
3. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Om M.H. (2023). Identification of the Engine Thrust Force Using Flight Test Data. In: Jing, Z., Strelets, D. (eds) Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2021. ICASSE 2021. Lecture Notes in Electrical Engineering, vol 849. Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-16-8154-7_30.

Исследование применения метода вихревых решеток и дипольных решеток на аэродинамическом анализе крыла беспилотного летательного аппарата на солнечной энергии

Чэнь Лэй¹, Стрелец Д.Ю.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В последние годы скачком развиваются беспилотные летательные аппараты (БПЛА) с большой высотой полета и продолжительностью (High-Altitude Long-Endurance, HALE), из которых БПЛА с двигателем, работающем на солнечной энергии, привлекают все больше внимание в авиакосмической области. БПЛА на солнечной энергии (БПЛАСЭ) считается перспективной альтернативой возможной замены искусственного спутника Земля (ИСЗ) для задач трансляции сигналов т наблюдения земля.

Конструкция БПЛАСЭ отличается от традиционных летательных аппаратов сверхлегкой массой конструкции, малой жесткостью и большим удлинением крыла, которые могут привести к серьезным проблемам аэроупругости (нелинейная деформация крыла, флаттер и реакция на порыв ветра) и динамики полета (перекрытие частоты вибрация) [1].

Расчет нестационарной аэродинамики является одной из важнейших задач модерирования аэроупругости. Несмотря на то, что сегодня вычислительная мощность компьютеров уже значительно улучшена, модерированиям полной конструкции с методом взаимной вычислительной аэродинамики и структуры (CFD-CSD) все ещё требуются огромные ресурсы по хардверу и по времени, особенно для потока с

отрывом воздуха. В ближайшем такие проблемы будут решаться суперкомпьютере [2]. Поэтому на этапе общего проектирования методы потенциальной теории, как метод вихревых решеток (Vortex Lattice Method, VLM) и метод дипольных решеток (Doublet Lattice Method, DLM) имеют преимущество на эффективности расчета.

Метод нестационарного VLM (Unsteady Vortex Lattice Method, UVLM) работает на основе расчета распределения вихревых колец на аэродинамической поверхности, преимуществом которого является возможность модерирования спутной струи, что полезно расчету потока с большой деформацией крыла [3]. Расчет нестационарной аэродинамики методом DLM выполняется предположением гармонического движения крыла, для того чтобы определить матрицы аэродинамического влияния [4].

На данной работе выполнено анализ алгоритмов указанных методов и сравнение точности и эффективности расчетов аэродинамических сил для крыла БПЛАСЭ на стационарной и нестационарной режимах.

Литература

1. J. Murua, R. Palacios, J. Michael R. Graham, Application of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics, Progress in Aerospace Sciences, 55(2012), pp. 46-72, 1969.

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, vol. 7, no. 2, pp. 279–285, 1969.

4. J. Katz and A. Plotkin, Low-Speed Aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.

The influence of the process' technological modes of manufacturing on the parameters of the macrostructure and correction of parts from layered PCM

Chen Lei¹, Strelets D.Y.¹

¹MAI, Moscow, Russia

In recent years, high-altitude long-endurance (HALE) unmanned aerial vehicles (UAVs) have been rapidly developing, of which solar-powered UAVs are attracting more and more attention in the aerospace field. The solar-powered UAV is considered a promising alternative to the possible replacement of the artificial Earth satellite (AES) for the tasks of signal transmission and surface observation.

The design of the solar-powered UAVs differs from traditional aircraft in its ultralight weight, low stiffness and high aspect ratio of the wing, which can lead to serious problems of aeroelasticity (nonlinear deformation of the wing, flutter and response to wind gusts) and flight dynamics (frequency overlap vibration) [1].

Calculation of unsteady aerodynamics is one of the most important tasks of aeroelasticity simulation. Today, even though computing power of computers has already improved significantly, full-size simulation by the method of coupled computational aerodynamics and structure (CFD-CSD) still requires huge resources in terms of hardware and time, especially for air separation flow. In the future these problems will be solved on the supercomputer [2]. Therefore, in the stage of overall designing, potential theory methods such as the vortex lattice method (Vortex Lattice Method, VLM) and the dipole lattice method (Double Lattice Method, DLM) have an advantage in the calculation efficiency.

The Unsteady Vortex Lattice Method (UVLM) works on the basis of calculating the distribution of vortex rings over the aerodynamic surface, the advantage of which is the possibility of simulating the wake, which is useful for calculating the flow with a large wing deformation [3]. The calculation of unsteady aerodynamics by the DLM method is performed

by assuming the harmonic motion of the wing in order to determine the aerodynamic influence matrices [4].

In this work analysis of the algorithms of these methods and comparison of the accuracy and efficiency of aerodynamic forces calculations for the solar-powered UAV wing in steady and unsteady modes have been finished.

References

1. J. Murua, R. Palacios, J. Michael R. Graham, Application of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics, Progress in Aerospace Sciences, 55(2012), pp. 46-72, 1969.

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, vol. 7, no. 2, pp. 279–285, 1969.

4. J. Katz and A. Plotkin, Low-Speed Aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.

Реализация методики связанного моделирования аэродинамики и прочности для определения скорости наступления изгибно-крутильного флаттера консоли крыла

Рыманова А. Н.¹, Гусева Е. Е.¹, Гунчин В.К.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Флаттер — это явление аэроупругой неустойчивости, вызванное одновременным воздействием динамической упругости конструкции и аэродинамическими силами [1]. Собственные частоты и формы колебаний консоли крыла являются определяющими факторами, влияющими на форму и скорость наступления флаттера. Коммерческие авиалайнеры должны быть спроектированы таким образом, чтобы во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета обеспечивалась аэроупругая устойчивость. В данной работе представлено исследование взаимодействия различных тонов колебаний, одновременно реализуемых в конструкции, в серии расчетов на различных числах Маха. В качестве модели был взят классический эксперимент Agard 445.6 [2]. Расчеты проводились с помощью метода конечных элементов [3] и метода контрольных объемов [4, 5]. Модель была верифицирована с экспериментом по собственным формам и частотам. Далее было реализовано двухсвязное численное моделирование и построены графики зависимости изменения перемещения сенсоров от времени, т. е. амплитудно-частотные характеристики, для различных чисел Маха. Двухсвязное численное моделирование позволяет анализировать непосредственное взаимодействие твердого тела и газа. Для анализа полученных данных использовались U-критерий Манна-Уитни и кратковременное преобразование Фурье. Были определены вынужденные и собственные колебания конструкции. Сложные вынужденные колебания были разделены на тона. Среди всех выделенных тонов для анализа были выбраны только те, которые вносят существенный вклад в режим колебания консоли крыла. В результате работы были определены взаимодействия между несколькими одновременно резонирующими тонами колебаний и изменение их взаимодействий на разных числах Маха. Было получено значение критической скорости наступления флаттера.

Литература

1. Фершинг Г. Основы аэроупругости. – М.: Машиностроение, 1984.

2. E. Carson Yates, Jr. Agard standard aeroelastic configurations for dynamic response. Candidate configuration I-Wing 445.6 August 1987, NASA Technical Memorandum I00492 ss. 1-4, 19-22.

3. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. Москва, 1975.

4. Guo Tongqing. A CFD/CSD model for aeroelastic calculations of large-scale wind turbines. Science China Technological Sciences, January 2012, 56(1).

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.

Implementation of the methodology of coupled modeling of aerodynamics and strength to determine the flexural-torsional flutter speed of the wing console

Rymanova A. N.¹, Guseva E. E.¹, Gunchin V.K.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Flutter is a phenomenon of aeroelastic instability caused by the simultaneous impact of the dynamic elasticity of the structure and aerodynamic forces [1]. Natural frequencies and forms of the wing console oscillation are the determining factors that characterize the reliability of the aircraft and affect the form and the flutter speed. Commercial airliners must be designed to provide aeroelastic stability over the entire operational range of altitudes and flight speeds. This paper presents a study of the interaction of different oscillation modes simultaneously implemented in the design in a series of calculations on different Mach numbers. The classical experiment Agard 445.6 was used as a model [2]. Calculations were carried out using the finite element method [3] and the control volume method [4, 5]. The model was verified with an experiment on its natural forms and frequencies. Then, using the fluid structure interaction method, graphs of the movement of sensors on time were obtained, the amplitude-frequency characteristics of the oscillations were determined at various Mach numbers. Doubly connected numerical simulation allows to analyze the direct interaction of a solid body and a gas. The Mann-Whitney U-test and the short-time Fourier transform were used to analyze the data obtained. Forced and natural oscillations of the structure were determined. Complex forced oscillations were divided into modes. Among all the selected modes for analysis, only those that contribute a decisive value to the oscillation mode of the wing console were selected. As a result of the work, the interactions between several simultaneously resonating modes and the change in their interactions at different Mach numbers were determined. The value of the critical flutter speed was obtained.

References

1. Фершинг Г. Основы аэроупругости. – М.: Машиностроение, 1984.
2. E. Carson Yates, Jr. Agard standard aeroelastic configurations for dynamic response. Candidate configuration I.-Wing 445.6 August 1987, NASA Technical Memorandum I00492 pp. 1-4, 19-22.
3. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. Москва, 1975.
4. Guo Tongqing. A CFD/CSD model for aeroelastic calculations of large-scale wind turbines. Science China Technological Sciences, January 2012, 56(1).
5. 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

Технология трехмерной параметрической оптимизации внешних обводов сверхзвукового пассажирского самолета с использованием Flypoint Parametrica

Стрелец Д.Ю.¹, Лаврищева Л.С.², Староверов Н.Н.², Новоселов В.Н.³

¹МАИ, г. Москва, Россия

²ООО «ЛС-Технологии», г. Санкт-Петербург, Россия

³Flypoint Software, г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время трехмерная аэродинамическая оптимизация полной компоновки самолета является крайне актуальной, но и весьма непростой задачей в авиационной отрасли. Одним из главных вопросов при подходе к оптимизации авиационной техники является параметризация элементов планера. Распространенные на сегодняшний день системы автоматизированного проектирования (САПР) не позволяют создать единую поверхность сложных моделей таким образом, чтобы в режиме реального времени можно было менять их форму в широком диапазоне параметров [1].

Отсутствие возможностей эффективной параметризации элементов планера в САПР, и многолетние исследования в области проблем параметризации привели к созданию программного продукта Flypoint Parametrica, базирующегося на собственном геометрическом ядре, которое на фундаментальном уровне обеспечивает полную свободу при выборе управляемых параметров модели и дает инженерам полный контроль над формой изделия [2].

В данной работе рассматривается методика трехмерной аэродинамической оптимизации элементов планера сверхзвукового пассажирского самолета на крейсерском режиме полета с использованием программного комплекса Flypoint Parametrica. Представленная методика исключает процесс доработки геометрии, а процессы построения сетки, настройки CFD-решателя и обработки результатов полностью автоматизированы внутри цикла оптимизации [3].

На первом этапе работы проведена оптимизация формы крыла сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) с целью повышения коэффициента аэродинамического качества K при условии сохранения значения подъемной силы компоновки не менее исходной. В качестве управляемых параметров использованы показатели, управляющие стреловидностью и удлинением крыла. В результате оптимизации формы крыла СПС удалось повысить значение K на 4,55% при сохранении заданных ограничений.

Литература

1. Официальный сайт компании ООО «ЛС-Технологии» [Электронный ресурс]. URL: <https://ls-technologies.ru/>.

2. Официальный сайт Flypoint Parametrica [Электронный ресурс]. URL: <http://flypoint.world/>.

3. Лаврищева Л.С. Численное моделирование объектов морской техники и разработка технологии оптимизации формы гребного винта: дис. канд. физ.-мат.наук: 01.02.05: защищена 20.02.2019/ Лаврищева Любовь Сергеевна. – СПб, 2018. – 246 с.

3D parametric optimization technology of a supersonic passenger aircraft aerodynamic design using Flypoint Parametrica

Strelets D.Y.¹, Lavrishcheva L.², Staroverov N.², Novoselov V.³

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

²LS-Technologies, St. Petersburg, Russia

³Flypoint Software, St. Petersburg, Russia

Today, the three-dimensional aerodynamic optimization of the complete aircraft configuration is very important, but also very challenging task in the aviation industry. One of

the main issues in the optimization of aviation objects is the parameterization of airframe elements. Computer-aided design systems (CAD) that are widespread today do not make it possible to create a representation of unite surface of complex models in such a way that in real time it is possible to change the shape of the aircraft in a wide range of parameters [1].

The lack of CAD capabilities for effective parametrization of aircraft components and many years of research in the field of geometry parameterization led to the creation of the Flypoint Parametrica, specialized software, based on its own geometrical core, which fundamentally gives engineers complete freedom in the control parameters choice and also gives the complete control over the geometry shape [2].

The present article is devoted to the development of a technology for 3D aerodynamic optimization of airframe elements of a supersonic passenger aircraft (SPA) in cruise flight mode using the Flypoint Parametrica. The presented technology eliminates the process of geometry refinement, and the processes of meshing, setting up the CFD solver and processing the results are fully automated within the optimization cycle [3].

At the first stage of the work, an aerodynamic shape of the wing of the supersonic passenger aircraft was optimized in order to increase lift-to-drag ratio (L/D) with the constraint of the level-flight lift force of the aircraft above the provided value. The set of parameters describing the leading-edge sweep angle and wing aspect ratio was identified for this task. As a result of optimizing the shape of the SPS wing, it was possible to increase the value of K by 4.55% with satisfaction of all imposed constraints.

References

1. Official LS-Technologies website. URL: <https://ls-technologies.ru/>.
2. Official Flypoint Parametrica website. URL: <http://flypoint.world/>.
3. L. Lavrishcheva «Numerical simulation of the flow around marine objects and development of the optimization technology of the marine propeller shape». PhD thesis. URL: https://disser.spbu.ru/files/2018/disser_lavrisheva.pdf.

Разработка прототипа информационной системы для анализа результатов моделирования динамики подвижного состава железных дорог

Кунько И.А.¹, Житков Ю.Б.¹, Ахметова Н.А.¹

¹ ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого», г. Санкт-Петербург, Россия

Работа инженера тесно связана с применением различного программного обеспечения (ПО) для моделирования и проектирования технических систем, также инженер имеет дело с информационными системами (ИС), задача которых автоматизировать обработку данных.

Целью работы: разработка прототипа ИС для анализа результатов моделирования динамики подвижного состава железных дорог и автоматизированного обмена информацией между физическими объектами и расчетными компьютерными моделями.

При построении прототипа ИС использовались известные подходы к проектированию архитектуры [1]. Новшеством является то, что система включает в себя блоки, среди которых находятся базы данных (БД), расчётные компьютерные модели и физический объект.

В БД хранится информация о физическом объекте и результатах моделирования. Расчетные компьютерные модели – это математические модели объектов и явлений, реализованные в инженерном ПО. Физическим объектом является устройство, генерирующее информацию о каких-либо явлениях или процессах в физическом мире. Блоки объединяются информационными потоками, реализуемые с помощью какого-либо языка программирования.

Здесь физическим объектом выступают железнодорожный путь, устройства для измерения параметров пути (неровности пути) и его макрогеометрии, а также железнодорожный вагон. Расчетными компьютерными моделями являются модель динамики вагона, реализованная в программном комплексе «Универсальный механизм», и математическая модель обработки результатов компьютерного моделирования на языке Python.

БД включают в себя два хранилища информации: реляционную PostgreSQL и нереляционную MongoDB базы данных. Вся неструктурированная информация о параметрах пути, вагона, средств измерения, а также результатах моделирования, накапливается в MongoDB. Далее с помощью специальных алгоритмов информация форматируется в необходимую для инженеров структуру и переносится в PostgreSQL, имеющую открытый API для обеспечения расширенного доступа. Информация из БД применяется как исходные данные для проведения вычислительных экспериментов, верификации, валидации результатов и подготовки рекомендательных систем.

Предлагаемый прототип ИС полностью соответствует общим положениям разработки и применения цифровых двойников [2], также применима к реализации на платформе CML Bench [3].

Накопление информации в едином хранилище позволяет проводить анализ данных между реальными объектами и их «теоретическими» слепками» с уменьшенным риском потери и смешивания данных. Такая ИС быстро масштабируется в зависимости от цели и сложности задач, появления новых методик расчетов и исходных данных.

Литература

1. Bas L., Clements P., Kazman R. Software Architecture in Practice. - 4-е изд. - Addison-Wesley, 2021. - 495 с.
2. ГОСТ 57700.37-2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий [Текст]; Введ. с 16.09.2021. – Москва: Изд-во стандартов, 2021. – 15 с.
3. Цифровая платформа по разработке и применению цифровых двойников // CML-Bench, URL: <https://cml-bench.ru/>

Development of a prototype information system to analyze the results of modeling the dynamics of railroad rolling stock

Kunko I.A.¹, Zhitkov Y.B.¹, Akhmetova N.A.¹

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg, Russia

The engineer's work is closely related to the use of various software for modeling and designing technical systems, as well as the engineer deals with information systems (IS), whose task is to automate data processing.

Purpose of work: to develop a prototype IS to analyze the results of modeling dynamics of railroad rolling stock and automated exchange of information between physical objects and computational computer models.

When building the prototype of the IS, known approaches to architecture design were used [1]. The novelty is that the system includes blocks, among which are databases (DB), computational computer models and physical object.

The database stores information about the physical object and simulation results. Computational computer models are mathematical models of objects and phenomena implemented in engineering software. A physical object is a unit that generates information about any phenomena or processes in the physical world. The blocks are combined by information flows, implemented with the help of some programming language.

Here the physical object is a railroad track, devices for measuring track parameters (track unevenness) and its macrogeometry, as well as a railway car. Computational computer

models are the model of the car dynamics, implemented in the software package "Universal Mechanism", and a mathematical model of the results of computer modeling in the Python language.

The databases include two information stores: relational PostgreSQL database and non-relational MongoDB database. All unstructured information about track parameters, carriage, measuring instruments, and simulation results are accumulated in MongoDB. Then, using special algorithms, the information is formatted into the necessary structure for engineers and transferred to PostgreSQL, which has an open API to provide advanced access. Information from the database is used as input data for computational experiments, verification, validation of results and preparation of recommendation systems.

The proposed prototype is fully consistent with the general provisions of the development and application of digital twins [2], is also applicable to the implementation on the CML Bench platform [3].

Accumulation of the information in a uniform storage allows to carry out the analysis of the data between real objects and their "theoretical" casts" with the reduced risk of data loss and mixing. Such IS is quickly scalable depending on the purpose and complexity of the tasks, the emergence of new calculation methods and input data.

References

1. Bas L., Clements P., Kazman R. Software Architecture in Practice. - 4th ed. - Addison-Wesley, 2021. - 495 c.
2. GOST 57700.37-2021. Computer models and modeling. Digital twin products [Text]; Introduced from 16.09.2021. - Moscow: Publishing house of standards, 2021. - 15 c.
3. Digital platform for the development and application of digital twins // CML-Bench, URL: <https://cml-bench.ru/>

Использование метода полунатурного моделирования при разработке системы контроля перекоса секций механизации крыла

Поджарская М.С.¹, Трофимов А.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены результаты разработки комплекса математического и полунатурного моделирования системы контроля перекоса (далее – СКП). Данный метод активно используется при проектировании новых и отладке старых самолетных систем [1-3]. Разработанный комплекс состоит из стенда полунатурного моделирования СКП и математической модели СКП. В математическую модель заложен один из возможных алгоритмов обнаружения перекоса.

Используемый метод позволяет сократить временные и материальные затраты как на этапе разработки, так и на этапе тестирования за счет возможности быстрой реконфигурации системы и изменения параметров математической модели. Входящая в комплекс математическая модель может использоваться как в составе стенда полунатурного моделирования, так и в качестве самостоятельного инструмента при разработке и тестировании СКП.

Приведены результаты работы комплекса полунатурного моделирования на примере рассматриваемого алгоритма контроля перекоса. Экспериментально подтверждена большая скорость и точность определения перекоса алгоритмом, а также высокая сходимость математической модели с реальной СКП, установленной на стенде. При применении данного алгоритма перекося определяется до 3 градусов.

Созданный комплекс позволяет за счет высокой степени автоматизации тестировать алгоритмы определения перекоса, моделировать поведение реальной системы при штатных и нештатных ситуациях, проводить ресурсные испытания существующей СКП. Разработанную математическую модель можно подстроить под аналогичные системы, разрабатываемые для других самолетов. Кроме того,

применение математического моделирования на начальных стадиях проектирования позволит значительно сократить будущие расходы и время на доработку СКП [4].

Экспериментальные работы проводились в лаборатории МАИ с использованием компонентов системы контроля перекоса механизации крыла, использующей для определения перекоса индуктивные датчики приближения. Разработана математическая модель, описывающая поведение СКП. Разработан и протестирован на комплексе полунатурного моделирования возможный алгоритм определения перекоса.

Литература

1. Xunhua Dai, Chenxu Ke, Quan Quan, Kai-Yuan Cai. RFLYSim: Automatic test platform for UAV autopilot systems with FPGA-based hardware-in-the-loop simulations – RflySim // *Aerospace Science and Technology* 114(1):106727. 2021. DOI:10.1016/j.ast.2021.106727. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963821002376>
2. Mark Karpenko, Nariman Sepehri. Hardware-in-the-loop simulator for research on fault tolerant control of electrohydraulic actuators in a flight control // *Mechatronics* 19(7):1067-1077. 2009. DOI:10.1016/j.mechatronics.2009.01.008. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0957415809000191>
3. R.Isermann, J.Schaffnit, S.Sinsel. Hardware-in-the-Loop Simulation for the Design and Testing of Engine-Control Systems // 2008. DOI:10.1109/WCICA.2008.4593421. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1474667017421252>
4. Ямалов И.И., Каримов Р.Д., Минияров А.Х., Барабанов К.А., Субхангулов Р.Р. Экспериментальная верификация результатов имитационного моделирования системы стабилизации стенда исследования авиационных генераторов // *Современная наука: актуальные вопросы, достижения и инновации. Сборник научных трудов по материалам XX Международной научно-практической конференции*. 2019. С. 90-94. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://elibrary.ru/item.asp?id=42423526>

Using the method of Hardware-in-the-Loop Simulation in the development of the System for Controlling the Skew of Sections of Mechanization of the Wing

Podzharskaya M.S.¹, Trofimov A.A.¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Using the method of semi-natural modeling in the development of a system for controlling the distortion of wing mechanization

This report presents the results of the development of a complex of mathematical and Hardware-in-the-Loop modeling of the skew control system (hereinafter referred to as SCS). This method is actively used in the design of new and debugging of old aircraft systems [1-3]. The developed complex consists of a bench for HIL of the SCS and a mathematical model of the SCS. One of the possible skew detection algorithms is embedded in the mathematical model.

The method used makes it possible to reduce time and material costs both at the development stage and at the testing stage due to the possibility of quick reconfiguration of the system and changing the parameters of the mathematical model. The mathematical model included in the complex can be used both as part of a HIL simulation bench, and as an independent element in the development and testing SCS.

The results of the work of the complex of semi-natural modeling on the example of the considered algorithm of skew control are presented. The high speed and accuracy of the skew detection by the algorithm, as well as the high convergence of the mathematical model with the real SCS installed on the stand, have been experimentally confirmed. When using this algorithm, the skew is determined up to 3 degrees.

The created complex makes it possible, due to a high degree of automation, tests the operation algorithms of the SCS, to simulate the behavior of a real system in normal and abnormal situations, to conduct resource tests of the existing SCS. The developed mathematical model can be adjusted to similar systems developed for other aircraft. In addition, the use of mathematical modeling at the initial stages of design will significantly reduce future costs and time to finalize the SCS [4].

Experimental work was carried out in the MAI laboratory using components of wing mechanization skew control system, which uses inductive proximity sensors to determine the skew. A mathematical model describing the behavior of the SCS has been developed. A possible algorithm for determining the skew has been developed and tested on a complex Mathematical and Hardware-in-the-Loop Simulation.

References

1. Xunhua Dai, Chenxu Ke, Quan Quan, Kai-Yuan Cai. RFLySim: Automatic test platform for UAV autopilot systems with FPGA-based hardware-in-the-loop simulations—RflySim. *Aerosp. Sci. Technol.* 2021, 114, 106727. [CrossRef]
2. Karpenko, M.; Sepehri, N. Hardware-in-the-loop simulator for research on fault tolerant control of electrohydraulic actuators in a flight control. *Mechatronics* 2009, 19, 1067–1077. [CrossRef]
3. Isermann, R.; Schaffnit, J.; Sinsel, S. Hardware-in-the-Loop Simulation for the Design and Testing of Engine-Control Systems//2008. Available online: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1474667017421252> (accessed on 19 April 2022).
4. Yamalov, I.I.; Karimov, R.D.; Miniyarov, A.K.; Barabanov, K.A.; Subkhangulov, R.R. Experimental Verification of the Results of Simulation Modeling of the Stabilization System of the Aircraft Generator Research Bench, *Modern Science: Topical Issues, Achievements, and Innovations. Collection of Scientific Papers Based on the Materials of the XX International Scientific and Practical Conference.* 2019; pp. 90–94. Available online: <https://elibrary.ru/item.asp?id=42423526> (accessed on 15 April 2022).

Сравнение эффективности различных методов управления сверхзвуковым самолетом при наличии шума и неопределенностей

Дхиман Г.¹, Горо С.¹

¹МАИ, Г.Москва, Россия

Сверхзвуковые самолеты на более низких скоростях демонстрируют более низкие летные качества из-за большого угла атаки и низкого запаса устойчивости на посадочных скоростях [5].

Чтобы качественно улучшить летные качества сверхзвуковых самолетов до уровня 1, мы сравнили различные методы управления.

Динамическая инверсия качественно улучшает работу контроллера в задачах слежения, повышая точность слежения и снижая нагрузку на пилота. Реализация динамической инверсии на основе фильтров не рассматривается, поскольку это громоздкий процесс, требующий очень точного знания модели, требующий планирования усиления и основанный на линейной модели. Это также требует дополнительных фильтров, поскольку воздушное судно в продольном канале по своей природе не является обратимым.

Чтобы реализовать преимущества динамической инверсии и преодолеть недостатки, авторы использовали нелинейную динамическую инверсию с помощью линеаризации обратной связи. Это сохраняет преимущества инверсии, устраняя необходимость в планировании усиления. Но для этого требуется полная обратная связь по состоянию и точное знание модели.

В данной статье в основном исследуется применение закона управления, разработанного на основе нелинейной динамической инверсии (NDI) посредством линейризации обратной связи в сочетании с регулятором PID во внешнем контуре, для управления сверхзвуковым самолетом в его наиболее сложной полетной задаче - посадке при наличии неопределенности в знании модели, шума измерений. Разработаны, исследованы и сопоставлены три закона управления - традиционный PID-подход, NDI, комбинация NDI и PID.

Шум при измерении и неточные знания значительно снижают эффективность контроля.

Чтобы справиться с измерительным шумом, авторы предлагают использовать фильтрацию Калмана и сплайновую аппроксимацию для устранения высокочастотного шума [1].

На самом деле необходимость использования фильтров Калмана для уменьшения шума, а также для оценки сигнала является эффективной, поскольку они способны не только прогнозировать параметры, но и исправлять ошибки как в датчиках, так и в самой модели. Одним из самых простых и точных фильтров Калмана является сигматочный фильтр Калмана

Метод аппроксимации сплайнами использует метод аппроксимации сегментами; сегменты соединяются друг с другом таким образом, чтобы их соединения были плавными. Наиболее широко используемой категорией сплайнов при обработке сигналов является В-сплайн [3, 4]. Однако во многих статьях показано преимущество кубических сплайнов перед сплайнами степени больше трех, что приводит к ошибкам оценки [5, 6].

Авторы применили фильтр Калмана, сплайновую аппроксимацию и фильтры первого порядка к текущему закону управления, чтобы преодолеть шум измерения.

Авторы приходят к выводу, что NDI в сочетании с PID является наиболее подходящим контроллером с практической точки зрения, поскольку он сочетает в себе точность в задаче управления и обеспечивает надежность PID-контроллера. Для практического сценария, позволяющего справиться с измерительным шумом, необходимо провести дальнейшее исследование метода сплайнов в сравнении с фильтром Калмана.

Литература

1. Korsun O.N., Goro S. & Om M.H. A comparison between filtering approach and spline approximation method in smoothing flight data//Aerospace Systems. - 2023. – URL: <https://doi.org/10.1007/s42401-023-00201-0>

2. E. A. Wan and R. Van Der Merwe, "The unscented Kalman filter for nonlinear estimation," Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium (Cat. No.00EX373), 2000, pp. 153-158, doi: 10.1109/ASSPCC.2000.882463.

3. M.Svoboda, L. Matiu-Iovan, F. M. Frigura-Iliasa and P. Andea, "B-spline interpolation technique for digital signal processing," 2015 International Conference on Information and Digital Technologies, 2015, pp. 366-371, doi: 10.1109/DT.2015.7222998.

4. Gutorov A.S., ukin A.E. Algorithm for estimating target trajectory data using a smoothing spline. Bulletin of Science and Education No. 7(43) 2018. Vol. 1, pp.11-14.

5. A qualitative piloted evaluation of the Tupolev Tu-144 Supersonic Transport. February 2000, Robert A. Rivers and E. Bruce Jackson, C. Gondon Fullerton and Timothy H. Cox, Norman H.Princen

6. Корсун, О. Н. Сравнительный анализ сплайн-аппроксимации и калмановской фильтрации в задаче сглаживания полетных данных / О. Н. Корсун, С. Горо // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года /

Comparison of performance of different control methods for supersonic aircraft in presence of noise and uncertainties

Dhiman G.¹, Goro S.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Supersonic aircraft at lower speeds exhibit lower flying qualities due to high angle of attack and low stability margin at landing speeds [5].

To improve flying qualities qualitatively to level 1 for supersonic aircraft we compared various control methods.

The dynamic inversion improves the controller performance qualitatively in tracking tasks, increasing tracking accuracy and decreasing pilot workload. To realize dynamic inversion based on filters is not considered, as it is a cumbersome process requires very accurate knowledge of model, requires gain scheduling and is based on a linear model. It also requires additional filters as the aircraft in longitudinal channel is not invertible by nature.

To realize the advantages of dynamic inversion and overcome the disadvantages the authors used nonlinear dynamic inversion via feedback linearization. It keeps the advantages of inversion, eliminating the need of gain scheduling. But it requires full state feedback and accurate knowledge of the model.

This paper mainly researches the application of a control law designed based on nonlinear dynamic inversion (NDI) via feedback linearization combined with PID control in outer loop to control supersonic aircraft in its most challenging flight task- landing in presence of uncertainty in knowledge of model, measurement noise. Three control laws are designed, researched and compared- the traditional PID approach, NDI, combination of NDI and PID.

Measurement noise and not accurate knowledge significantly hampers the control performance.

To manage with measurement noise the authors suggest to use Kalman filtering and spline approximation to remove high frequency noise [1]

In fact, the need to use Kalman filters to reduce noise as well as to evaluate the signal is effective, since they are able not only to predict the parameters, but also to correct errors in the sensors as well as in the model itself. One of the simplest and most accurate Kalman filters is the unscented Kalman filter [2].

The splines approximation method uses the segment approximation method; the segments are connected to each other so that their connections are smooth. The most widely used category of splines in signal processing is B-spline [3]. However, many articles show the advantage of cubic splines over splines of degree greater than three, which leads to evaluation errors [3, 4].

The authors have applied Kalman filter, spline approximation, and first order filters to the current control law, to overcome the measurement noise.

The authors conclude, NDI in combination with PID is the most feasible controller from practical perspective, as it combines the accuracy in control task and provides the robustness of PID controller. For practical scenario to manage with measurement noise, the spline method needs to be researched further in comparison with Kalman filter

References

1. Korsun O.N., Goro S. & Om M.H. A comparison between filtering approach and spline approximation method in smoothing flight data//Aerospace Systems. - 2023. – URL: <https://doi.org/10.1007/s42401-023-00201-0>

2. E. A. Wan and R. Van Der Merwe, "The unscented Kalman filter for nonlinear estimation," Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive Systems for Signal Processing,

Communications, and Control Symposium (Cat. No.00EX373), 2000, pp. 153-158, doi: 10.1109/ASSPCC.2000.882463.

3. M.Svoboda, L. Matiu-Iovan, F. M. Frigura-Iliasa and P. Andea, "B-spline interpolation technique for digital signal processing," 2015 International Conference on Information and Digital Technologies, 2015, pp. 366-371, doi: 10.1109/DT.2015.7222998.

4. Gutorov A.S., ukin A.E. Algorithm for estimating target trajectory data using a smoothing spline. Bulletin of Science and Education No. 7(43) 2018. Vol. 1, pp.11-14.

5. A qualitative piloted evaluation of the Tupolev Tu-144 Supersonic Transport. February 2000, Robert A. Rivers and E. Bruce Jackson, C. Gondon Fullerton and Timothy H. Cox, Norman H.Princen

ПРОЕКТИРОВАНИЕ. КОНСТРУИРОВАНИЕ. ПРОИЗВОДСТВО. DESIGNING. CONSTRUCTION. PRODUCTION.

Акустико-вихровой механизм возбуждения вибраций элементов конструкции каретки при трековых испытаниях изделий авиационной техники

Астахов С.А.¹, Бирюков В.И.^{1,2}, Тимушев С.Ф.^{1,2}

¹ФКП «ГкНИПАС им. Л.К. Сафронова», г. Белоозерский, Россия

²МАИ, Г.Москва, Россия

Тенденцией последнего времени в России и за рубежом является разработка высокоскоростных летательных аппаратов баллистического типа со скоростью, превышающей 4 М. Одним из наименее затратных методов, подтверждающим работоспособность и эффективность применения новых изделий авиационной техники, являются трековые испытания. Высокоскоростные полигонные испытания в России проводятся на экспериментальной установке «Ракетный рельсовый трек 3500», размещенной на территории ФКП «ГкНИПАС имени Л.К. Сафронова». Экспериментальная установка состоит из рельсового пути, размещенного на специальном основании, обеспечивающем необходимый вертикальный профиль пути с участками подъема и снижения, а также достаточную жесткую связь рельса с бетонным основанием. На рельсовые направляющие устанавливается подвижная трековая каретка со скользящими по рельсам опорами (башмаками) и жестко связанными с ней ракетными двигателями твердого топлива (РДТТ). Опоры скольжения ракетной каретки охватывают головку рельсов. К носовой части РДТТ при монорельсовых испытаниях через фланцевый кронштейн консольно присоединяется объект испытания, имеющий обычно цилиндрическую форму и конический обтекатель.

Ракетная каретка может быть выполнена в двухступенчатом варианте с ускорителем с продольной или поперечной компоновкой двигателей. Тяга стартовых ракетных двигателей обеспечивает необходимое ускорение для достижения максимальных значений требуемой скорости испытания. В узлах крепления размещаются элементы автоматики, предназначенной для разделения ступеней в нужный момент. Между кронштейнами стыковки ступеней ускорителей, а также узлами крепления консольно размещенного объекта испытания образуются полуоткрытые полости, обтекаемые сначала дозвуковым, а в дальнейшем, сверхзвуковым воздушным потоком.

Трековые высокоскоростные испытания объектов спецтехники сопровождаются интенсивной вибрацией и ударными нагружениями конструкции. Анализ и выявление механизмов, оказывающих существенное влияние на вибрационный процесс элементов конструкции, находящихся в упруго-деформированном состоянии, и потерю устойчивости ускоренного движения ракетной каретки является новой и актуальной, практически значимой задачей.

В статье выполнен аналитический обзор работ по проблеме акустических и -вихревых взаимодействий в полужакрытых полостях конструкции, обтекаемых воздушным потоком с дозвуковой и сверхзвуковой скоростью, и усилением пульсаций давления и вибраций элементов конструкции вследствие этого физического механизма. Приведены математические модели акустико-вихревых взаимодействий с целью оценки частот усиления колебаний в условиях применения реальной конструкции при трековых испытаниях изделий авиационной техники.

Литература

1 Л.А. Бендерский, Д.А. Любимов, И.В. Потехина, А.Э. Федоренко. Применение RANS/ILES-технологии высокого разрешения для расчета течения вблизи акустического поля пристеночных струй и слоев смешения. //Сборник

тезисов. Пятая всероссийская конференция. Вычислительный эксперимент в аэроакустике. Москва-2014, с 39-43.

2 J. Cante, A. Duben, A. Gorobets, O. Lempkuhl, R. Martin, M. Soria Noise radiated by an open cavity at low Mack number. // Book of abstracts. 5th International Workshop. Computational experiment in AeroAcoustics CEAA2018, Moscow 2018, pp. 40-43.

3 ТЕРМОГИДРО-АКУСТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ. К.И. Артамонов М.:Машиностроение, 1982. – 261С.

4 AERODYNAMIC SOUND EMISSION AS A SINGULAR PERTURBATION PROBLEM.- S.C. Crow Studies in Applied Mathematics, 1970, vol. XLIX, No.1.

5 Howe M. S. Contribution to the theory of aerodynamic sound, with application to excess jet noise and the theory of the flute // J. Fluid Mech.– 1975.– 71, № 4.– P. 625–673.

6 M.P. Norton Fundamentals of noise and vibration analysis for engineers. Cambridge University press, 1989.

7 Flow excited acoustic resonance in a deep cavity: an analytical model William W. Durgin Worcester Polytechnic Institute Worcester, Massachusetts Hans R. Graf Sulzer Brothers Limited Winterthur, Switzerland AMD-Vol. 151/PVP-Vol. 247, Symposium on Flow-Induced Vibration and Noise -Volume 7 ASME 1992.

8 Plumblee, H.E., Gibson, J.S. and Lassiter, L.W., "A Theoretical and Experimental Investigation of the Acoustical Response of Cavities in Aerodynamic Flow," WADD TRÆ1-75, March 1962, A.R.C. 24652, Mar. 1963.

9 East, L.F., "Aerodynamically Induced Resonance in Rectangular Cavities," J. Sound and Vibration, Vol. 3, No. 3, 1966, pp. 277-287.

10 East, L.F., "Aerodynamically Induced Resonance in Rectangular Cavities," J. Sound and Vibration, Vol. 3, No. 3, 1966, pp. 277-287

11 Tam, C.K.W. and Block P.J.W., On the Tones And Pressure Oscillations Induced By Flow over Rectangular Cavities," J. Fluid Mechanics, vol 89, 1978, pp. 373-399.

12 Graf, H.R., 1989, Rbcperimentaland Computational Investigation of the Flow Excited Acoustic Resonance in an Deep Cavity," Ph.D. Dissertation, Worcester Polytechnic Institute, Worcester, MA.

13 Graf, H.R., and W.W. Durgin, "Measurement of the Nonsteady FlowField in the Openings of a Resonating Cavity Excited by Grazing Flow," Proceedings, Intemational Symposium on Nonsteady Fluid Dynamics, JA Miller and D.P. Telionis ed., ASME, 1990.

14 Chan, Y. Y. 1974a, b Spatial waves in turbulent jets. Phys. Fluids 17, 46-53, 1667-1670.

15 Moore, C. J. 1977 The role of shear-layer instability waves in jet exhaust noise. J. Fluid Mech. 80, 321-367.

16 Tam, C. K. W. 1971 Directional acoustic radiation from a supersonic jet generated by shear layer instability. J. Fluid Mech. 46, 757-768.

17 Briggs, R. J. 1964 Electron Stream Interactions with Plasmas. M.I.T. Press.

Acoustic-vortex mechanism of structural vibration excitation of carriage elements in aircraft products track testing

Astakhov S.A.¹, Biryukov V.I.^{1,2}, Timushev S.F.²

¹Federal State Enterprise "State State Research and Testing Ground for Aviation Systems named after L.K. Safronov" (FKP "GkNIPAS")

²MAI, Moscow, Russia

The recent trend in Russia and abroad is the development of high-speed ballistic aircraft with a velocity exceeding 4 M. Track tests are one of the least expensive methods confirming the operability and effectiveness of the use of new aircraft products. High-speed field tests in Russia are carried out at the Rocket Rail Track 3500 experimental facility,

located on the territory of the “FKP GkNIPAS named after L.K. Safronov”. The experimental setup consists of a rail track placed on a special base that provides the necessary vertical track profile with sections of ascent and descent, as well as a sufficient rigid connection of the rail with the concrete base. A movable track carriage is installed on the rail guides with supports (shoes) sliding along the rails and solid propellant rocket engines (SPRE) rigidly connected to it. The sliding bearings of the rocket carriage cover the head of the rails. During monorail tests, the test object, which usually has a cylindrical shape and a conical fairing, is cantilevered to the nose of the solid propellant rocket engine through a flange bracket.

The rocket carriage can be made in a two-stage version with an accelerator with a longitudinal or transverse engine layout. The thrust of the starting rocket engines provides the necessary acceleration to achieve the maximum required test speed level. In the attachment points there are elements of automation designed to separate the stages at the right time. Between the brackets for docking the stages of the boosters, as well as the attachment points of the cantilevered test object, semi-open cavities are formed, streamlined by subsonic, and later by supersonic air flow.

Track high-speed tests of special equipment objects are accompanied by intense vibration and shock loading of the structure. Analysis and identification of mechanisms that have a significant impact on the vibration process of structural elements that are in an elastically deformed state, and the loss of stability of the accelerated movement of a rocket carriage is a new and relevant, practically significant task.

The article presents an analytical review of works on the problem of acoustic and -vortex interactions in semi-closed cavities of the structure, flowed around by an air flow at subsonic and supersonic speeds, and an increase in pressure pulsations and vibrations of structural elements due to this physical phenomenon. Mathematical models of acoustic-vortex interactions are presented with the aim of estimating the frequencies of vibration amplification under the conditions of using a real structure in track testing of aircraft products.

Сенсорная система определения риска выброса плетей бесстыкового пути

Шигин А.О.¹, Еремин Н.В.¹, Воронина С.Ю.¹, Соколов Я.А.¹, Орешенко Т.Г.¹

¹ СибГУ, г. Красноярск, Россия

В настоящем докладе представлен анализ результатов расчетно-экспериментальных работ по влиянию давления формования и инъекции связующего на его объемное содержание в полученном композите и температурно-временного режима отверждения слоистого полимерного композиционного материала (ПКМ) на уровень остаточных напряжений, проявляющихся в короблении изготавливаемых деталей из ПКМ.

Приведены результаты исследований, иллюстрирующие что:

- Для оценки риска выброса железнодорожной плети необходим комплексный подход, учитывающий температурное напряжение, зависящее от изменения температурных условий эксплуатации относительно таких условий при закреплении плети, а также факторы, влияющие на формирование поперечной силы, выталкивающей железнодорожную плеть в сторону от центра радиуса кривизны ж/д пути.

- Температурное напряжение формирует продольное усилие в плети, величина которого зависит от разницы температуры относительно температуры закрепления, а также от вязкости щебеночного балласта в направлении вдоль пути.

- Продольное усилие в плети формирует поперечную силу в местах локальной криволинейности. Поперечная сила зависит величины продольного усилия, размера

стрелы локальной кривизны, соотношения размера стрелы и длины локальной криволинейности, общей кривизны плети.

- Действию поперечной силы оказывает сопротивление сила реакции щебеночного балласта в направлении, поперек направлению пути. Реакция щебеночного балласта зависит от модуля упругости щебеночного балласта и скорости изменения поперечной силы.

- Реализация контроля состояния железнодорожной плети требует создания автоматизированной системы, которая в постоянном или периодическом режиме может определять поперечную силу и силу реакции балласта на основе получаемых с датчиков данных в режиме реального времени. Система должна обеспечивать требования надежности, точности измерения и расчета, должна быть защищена от внешних воздействий.

В рамках исследований разработан алгоритм работы сенсорной системы и математическая модель.

Sensor system for determining the risk of track distortion in the continuous welded rail

Shigin A.¹, Eremin N.¹, Voronina S.¹, Sokolov Y.¹, Oreshenko T.¹

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russia

This report presents an analysis of the results of computational and experimental work on the use of a strain-sensitive nanocomposite polymer material (PCM) as a sensor that allows measuring rail deformations in order to determine the stress state. The measured voltage serves as clarifying information for the mathematical model for determining the risk of the pre-failure state of the rail line.

The results of studies illustrating that:

- To assess the risk of railway lash ejection, an integrated approach is needed, taking into account the temperature stress depending on changes in operating temperature conditions relative to such conditions when fixing the lash, as well as factors affecting the formation of a transverse force pushing the railway lash away from the center of the radius of curvature of the railway track.

- The temperature stress forms a longitudinal force in the whip, the magnitude of which depends on the temperature difference relative to the fixing temperature, as well as on the viscosity of the crushed stone ballast in the direction along the path.

- The longitudinal force in the whip forms a transverse force in places of local curvature. The transverse force depends on the magnitude of the longitudinal force, the size of the arrow of local curvature, the ratio of the size of the arrow and the length of the local curvature, the total curvature of the whip.

- The action of the transverse force is resisted by the reaction force of the crushed stone ballast in the direction, across the direction of the path. The reaction of the crushed stone ballast depends on the elastic modulus of the crushed stone ballast and the rate of change of the transverse force.

- The implementation of monitoring the condition of the railway whip requires the creation of an automated system that, in a constant or periodic mode, can determine the transverse force and the reaction force of the ballast based on data received from sensors in real time. The system must meet the requirements of reliability, accuracy of measurement and calculation, must be protected from external influences.

As part of the research, an algorithm for the operation of the sensor system and a mathematical model have been developed.

Совершенствование методики определения расчетного ресурса подшипника

Волков А.В.¹, Житков Ю.Б.¹, Мелехин И.С.¹

¹ Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Россия

Методики определения расчетного ресурса подшипника в государственных стандартах [1,2] учитывают геометрические и масса-инерционные характеристики конечного изделия и включают в себя коэффициенты, полученные эмпирическими методами, за счет которых при моделировании учитывается воздействие внешних факторов на изделие. В работе представлен подход, позволяющий учитывать воздействие внешних факторов, присущих конкретному изделию в условиях его эксплуатации, таким образом, точнее определять расчетный ресурс подшипника и точнее подбирать подшипники, что в конечном итоге повышает качество изделия в сборе и снижает его стоимость.

Согласно [2] модифицированный расчетный ресурс подшипника L_{iso} определяется по формуле:

$$L_{iso} = a_i \cdot a_{iso} \cdot \pi \cdot D_{cp} \cdot 10^3 \cdot \left(\frac{C_r}{P_r} \right)^{\frac{10}{3}},$$

где P_r – динамическая эквивалентная радиальная нагрузка, которая определяется согласно [1]:

$$P_r = (X \cdot F_r \cdot K_{ep} + Y \cdot F_a) \cdot K_b \cdot K_T,$$

В представленном подходе радиальная (F_r) и осевая (F_a) нагрузки на подшипник определялись с использованием имитационной модели локомотива с учетом тяжелого режима работы, распределения долей времени работы тепловоза на прямых и кривых участках, а также на стрелочных переводах, при движении вперед и назад. Неровности пути задавались в табличной форме [3]. Для каждой рельсовой нити принимались отдельные наборы неровностей. Движение локомотива рассматривалось для его номинальной загрузки 25 тс/ось. Рассматривалось два смазочных материала, рекомендованный производителем подшипников и стандартный - буксол.

Проведено более 1500 расчетных случаев и получены распределения осевой и радиальной нагрузок на подшипники. Далее проводился расчет эквивалентных осевой и радиальной нагрузок, по формуле [1], адаптированной для учета большего количества факторов, учтенных в модели динамики:

$$F_a = \left(\sum_{a=1}^2 \left(\sum_{b=1}^m \sum_{i=1}^j \left(T_{n(i,b)}^{\frac{10}{3}} \cdot \alpha_{(i,b)} \cdot \frac{V_{(i,b)}}{V_{ЭКВ}} \right) \cdot k_{уч_b} \right) \cdot k_{nan_a} \right)^{\frac{3}{10}},$$

Новизна предложенного подхода заключается в использовании эквивалентных нагрузок, полученных в результате проведения многовариантных расчетов модели динамики, вместо расчетных нагрузок, согласно [2], что позволит более точно определять расчетный ресурс подшипников буксовых и опорно-осевых узлов локомотивов.

Литература

1. ГОСТ 55513-2013 Локомотивы. Требования к прочности и динамическим качествам. – Введ. 2013-08-26. – М.: Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии, 2014
2. ГОСТ 18855-2013 «Подшипники качения. Динамическая грузоподъемность и номинальный ресурс. – Введ. 2015-07-01. - М.: Росстандарт
3. Руководящий документ РД 32.68-96. Расчетные неровности железнодорожного пути для использования при исследованиях и проектировании пассажирских и грузовых вагонов. 6.01.1997 г. № А-11у.

Improving the methodology for determining the estimated bearing life

Volkov A.V.¹, Zhitkov Y.B.¹, Melehin I.S.¹

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Russia

Methods for determining the estimated bearing life in the state standards [1,2] take into account the geometric and mass-inertial characteristics of the final product and include factors obtained by empirical methods, due to which the simulation takes into account the impact of external factors on the product. The work presents an approach that allows taking into account the impact of external factors specific to a particular product in its operating conditions, so that it is more accurate to determine the estimated bearing life and to select bearings more accurately, which ultimately improves the quality of the product in the assembly and reduces its cost. According to [2] the modified estimated life of a bearing L_{iso} , is determined by the formula:

$$L_{iso} = a_i \cdot a_{iso} \cdot \pi \cdot D_{cp} \cdot 10^3 \cdot \left(\frac{C_r}{P_r} \right)^{\frac{10}{3}},$$

P_r is the dynamic equivalent radial load, which is determined according to [1]:

$$P_r = (X \cdot F_r \cdot K_{ep} + Y \cdot F_a) \cdot K_o \cdot K_T,$$

In the presented approach, the radial load (F_r) and axial load (F_a) on the bearing were determined using a simulation model of the locomotive, taking into account the heavy mode of operation, the distribution of shares of the locomotive operation time on straight and curved sections, as well as on switches, when moving forward and backward. Track irregularities were specified in tabular form [3]. Separate sets of irregularities were taken for each line of railroad track. The motion of the locomotive was considered for its nominal load of 25 tf/axis. Two lubricants were considered, the one recommended by the bearing manufacturer and the standard one, Buxol.

More than 1500 calculation cases were performed and the distributions of axial and radial loads on the bearings were obtained. Further, the calculation of equivalent axial and radial loads was carried out according to the formula [1], adapted to take into account more factors considered in the dynamics model:

$$F_a = \left(\sum_{a=1}^2 \left(\sum_{b=1}^m \sum_{i=1}^j \left(T_{n(i,b)}^{\frac{10}{3}} \cdot \alpha_{(i,b)} \cdot \frac{V_{(i,b)}}{V_{\text{ЭKB}}} \right) \cdot k_{y^{u_b}} \right) \cdot k_{nan_a} \right)^{\frac{3}{10}},$$

The novelty of the proposed approach is the use of equivalent loads obtained as a result of multivariant calculations of the dynamics model, instead of calculated loads, according to [2], which will allow to determine more accurately the calculated service life of axlebox and axle-bearing units of locomotives.

References:

1. GOST 55513-2013 Locomotives. Requirements for strength and dynamic qualities. - Introduced. 2013-08-26. - Moscow: Federal Agency for Technical Regulation and Metrology, 2014.
2. GOST 18855-2013 "Rolling bearings. Dynamic load-carrying capacity and nominal service life. - Introduced 2015-07-01. - M.: Rosstandart.
3. RD 32.68-96. Calculated railroad track roughness for use in research and design of passenger and freight cars. 6.01.1997 No. A-11u.

Численный метод проектирования тренажерного комплекса для обучения водителей автотранспортных средств

Рыбак Л.А.,¹ Хуртасенко А.В.,¹ Скитова В.М.,¹ Волошкин А.А.¹

¹ Белгородский государственный технологический университет им. В.Г. Шухова, г. Белгород, Россия.

В статье приведены результаты численного моделирования и проектирования тренажерного комплекса для обучения водителей автотранспортных средств, разработка которого является актуальной задачей в настоящее время [1,2,3]. В состав тренажерного комплекса входит шестистепенная динамическая платформа подвижности и интегрированная система виртуальных 3D моделей реальной местности с использованием программно-аппаратного комплекса «Маршрут». На основе построенной математической модели динамической платформы выполнена оптимизация геометрических параметров с учетом минимизации размеров и ограничений на требуемое рабочее пространство и особые положения, проанализированы различные конфигурации платформы. Оптимизация выполнена с использованием эвристического алгоритма PSO (Particle Swarm Optimization). В соответствии с полученными геометрическими параметрами расположения и длинами звеньев разработана динамическая модель платформы и ее цифровой двойник в программном комплексе MSC Adams (Automated Dynamic Analysis of Mechanical Systems). Полученный цифровой двойник обладает свойствами полной идентичности с реальным прототипом. Для тестирования модели использованы наборы траекторий с параметрами, отражающими эксплуатационные возможности платформы. Выбранные траектории отражают кинематические возможности платформы для реализации различных вариантов перемещений устанавливаемого объекта. При этом учитываются случаи наиболее нагруженного состояния исследуемых элементов конструкции. На основе результатов имитационного моделирования и условий унификации, выполнен подбор приводов и карданных шарниров.

Изготовлен прототип тренажерного комплекса и проведены испытания. Комплекс оснащен системой виртуальных 3D моделей реальной местности с использованием программно-аппаратного комплекса «Маршрут». Для испытания тренажера были выбраны несколько трас с различным уклоном поверхности. Пульт оператора позволяет производить запуск динамической платформы, задавать карту местности, устанавливать виртуальный автомобиль водителя в заданную точку на карте, а также отслеживать нарушения при прохождении участка. В соответствии с наклоном виртуальной модели были проведены сравнения изменения крена и тангажа динамической платформы. Экспериментальные исследования прототипа позволили оценить его возможности и характеристики, скорректировать алгоритмы управления.

Литература

1. Ribeiro PR., Andre M., Philipp K., Karel K. A VR Truck Docking Simulator Platform for Developing Personalized Driver Assistance. Applied Sciences. 2021. Pp. 8911.
2. Andres EG., Tiago KS., Carlos MM., Arthur MN. Driving Simulator Platform for Development and Evaluation of Safety and Emergency Systems. Cornell University Library. 2018.
3. Valentino K., Kevin K., Singgih J., Endra D. Dynamic Models Based Virtual Reality Flight Simulator. Internetworking Indonesia Journal. 2022. Vol. 11. Pp. 23-28.

Numerical Method of Designing an Automotive Driving Simulator for Training Drivers of Motor Vehicles

Rybak L. ¹, Hurtasenko A. ¹, Skitova V. ¹, Voloshkin A. ¹.

¹Belgorod State Technological University V.G. Shukhov, Belgorod, Russia

The paper presents the results of numerical simulation and design of an automotive driving simulator for training drivers of motor vehicles, the development of which is an actual task at the present time [1,2,3]. The training complex includes a 6-DOF dynamic mobility platform and an integrated system of virtual 3D models of real terrain using the software and hardware system "Route". On the basis of the constructed mathematical model of the dynamic platform, the optimization of geometric parameters was performed, taking into account the minimization of dimensions and restrictions on the required workspace and singularities, various configurations of the platform were analyzed. Optimization was performed using the PSO (Particle Swarm Optimization) heuristic algorithm. In accordance with the obtained geometric parameters of the location and link lengths, a dynamic model of the platform and its digital twin have been developed in the MSC Adams software package (Automated Dynamic Analysis of Mechanical Systems). The resulting digital twin has the properties of complete identity with the real prototype. To test the model, sets of trajectories with parameters reflecting the operational capabilities of the platform were used. The selected trajectories reflect the kinematic capabilities of the platform for implementing various options for moving the installed object. At the same time, the cases of the most loaded state of the studied structural elements are taken into account. Based on the results of simulation modeling and unification conditions, the selection of drives and cardan joints was performed.

A prototype of the automotive driving simulator was made and tests were carried out. The complex is equipped with a system of virtual 3D models of real terrain using the software and hardware system "Route". Several tracks with different surface slopes were selected for testing the simulator. The operator's console allows to launch a dynamic platform, set a terrain map, install a virtual driver's car at a given point on the map, as well as track violations during the passage of the site. In accordance with the tilt of the virtual model, the roll and pitch changes of the dynamic platform were compared. Experimental investigations of the prototype allowed to evaluate its capabilities and characteristics, adjust control algorithms.

References

1. Ribeiro PR., Andre M., Philipp K., Karel K. A VR Truck Docking Simulator Platform for Developing Personalized Driver Assistance. Applied Sciences. 2021. Pp. 8911.
2. Andres EG., Tiago KS., Carlos MM., Arthur MN. Driving Simulator Platform for Development and Evaluation of Safety and Emergency Systems. Cornell University Library. 2018.
3. Valentino K., Kevin K., Singgih J., Endra D. Dynamic Models Based Virtual Reality Flight Simulator. Internetworking Indonesia Journal. 2022. Vol. 11. Pp. 23-28.

Определение оптимальной силовой схемы конструкции крыла сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения

Широков М.В.¹, Стрелец Д.Ю.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В последнее время активно ведутся попытки создания сверхзвуковых пассажирских самолетов второго поколения (СПС-2). На ранних стадиях проектирования авиационной техники в условиях неопределенности, когда отсутствует полная и зачастую необходимая информация об объекте проектирования, необходимо решать множество взаимосвязанных задач. Так, на ранних стадиях проектирования необходимо решать задачу синтеза конструктивно-силовой схемы агрегатов авиационной техники.

Силовая схема конструкции (ССК) учитывает количество, тип, расположение в пространстве и способ соединения силовых элементов. ССК значительно влияет на массу и жесткость конструкции и должна учитывать функциональные, технологические, конструктивные и пр. характеристики. На сегодняшний день, взамен эвристическим методам, разработано множество математических моделей, позволяющих применять методы нелинейной оптимизации для определения рациональной силовой схемы конструкции. Процесс проектирования ССК с применением моделей конечных элементов получил название структурной (топологической) оптимизации [1, 2, 3].

В данной работе предлагается методика определения оптимальной конструктивно-силовой схемы несущей поверхности СПС-2. Решение задачи топологической оптимизации заключается в определении закона распределения плотности в континуальной модели, ограниченной геометрическими формами объекта проектирования. При этом масса конструкции должна быть минимальной и удовлетворять требованиям прочности. Потенциально континуальная модель может содержать все возможные конструктивно-силовые схемы. Методика основана на SIMP-модели (Solid Isotropic Material with Penalization), которая подразумевает пропорциональный закон зависимости модуля упругости от плотности [3, 4, 5]. В работе представлен численный пример топологической оптимизации крыла предполагаемого СПС-2.

Предполагается, что данная методика топологической оптимизации будет применяться в алгоритме многодисциплинарной оптимизации компоновки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения.

Литература

1. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение. 1984. С. 114–129.
2. Bendsoe M.P., Kikuchi N. Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1988. V. 71. P. 197-224.
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. – EDN ZGQVGN.
4. Кротких А.А., Максимов П.В. Исследование и модификация метода топологической оптимизации SIMP // Междунар. науч.-исслед. журнал. – 2016. – № 01(55). – С. 91–94.
5. Bruns T. A reevaluation of the SIMP method with filtering and an alternative formulation for solid– void topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2005. – December. – Vol. 30, iss. 6. – P. 428–436.
6. Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли. Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника, 2017, № 51, с. 51–61. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.05.

Determination of the optimal the structural arrangement for the wing of a supersonic passenger aircraft of the second generation

Shirokov M.V.¹, Strelets D.Y.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Recently, attempts have been actively made to create second-generation supersonic passenger aircraft (SPA-2). In the early stages of designing aviation equipment in conditions of uncertainty, when there is no complete and often necessary information about the design object, it is necessary to solve many interrelated tasks. So, at the early stages of design, it is necessary to solve the problem of designing a structural layout of aviation equipment units.

The structural layout takes into account the number, type, location in space and the method of connecting the elements. Structural layout significantly affects the mass and rigidity of the structure and must take into account functional, technological, design, and other characteristics. To date, instead of heuristic methods, a lot of mathematical models have been developed that make it possible to apply nonlinear optimization methods to determine a rational structural layout. The process of designing structural arrangement using finite element models is called structural (topological) optimization [1, 2,3].

This paper proposes a method for finding the optimal structural-power scheme of the SPA-2 carrier surface. The solution of the problem of topological optimization is to determine the law of density distribution in a continuum model, limited by the geometric shapes of the design object. In this case, the mass of the structure must be minimal and meet the strength requirements. A potentially continual model can contain all possible structural arrangements. The methodology is based on the SIMP model (Solid Isotropic Material with Penalization), which implies a proportional law of the dependence of the elastic modulus on density [4, 5, 6]. The paper presents a numerical example of topological optimization of the proposed SPA-2 wing.

It is assumed that this topological optimization technique will be used in the algorithm for multidisciplinary optimization of the layout of the second generation supersonic passenger aircraft.

References

1. Komarov V.A. Design of power circuits for aircraft structures // Actual problems of aviation science and technology. M.: Mashinostroenie. 1984, pp. 114–129.
2. Bendsoe M.P., Kikuchi N. Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1988. V. 71. P. 197-224.
3. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aircraft / 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
4. Krotkikh A.A., Maksimov P.V. Research and modification of the topological optimization method SIMP // Intern. scientific research magazine. - 2016. - No. 01(55). – C. 91–94.
5. Bruns T. A reevaluation of the SIMP method with filtering and an alternative formulation for solid–void topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. - 2005. - December. – Vol. 30, iss. 6. - R. 428-436.
6. Bashin K.A., Torsunov R.A., Semenov S.V. Topological optimization methods for structures used in the aerospace industry. Bulletin of PNRPU. Aerospace Engineering, 2017, No. 51, p. 51–61. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.05.

Теоретическая модель методики проектирования узлов навески шасси с учётом уточнённого расчёта при проектировании срезных болтов

Титов Е.И.¹, Серебрянский С.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлена теоретическая модель методики проектирования конструкции шасси. В частности, важным отличием новой методики от современных является уточнённая методика проектирования узлов навески шасси на планер.

Конструкция узлов навески шасси на планер в большей степени регламентируется пунктом НЛГ25.721, где говорится о недопущении повреждения топливной системы самолёта при грубой посадке [1, 2]. Типовая конструкция основных опор шасси (ООШ) предполагает навеску шасси на кессон крыла, в котором находится топливо [3, 4Абр].

Для недопущения передачи опасного нагружения на кессон крыла типовая конструкция шасси предполагается проектирования срезных болтов, которые называют слабыми звеньями ООШ, в определённых местах. Данные слабые звенья должны отвечать следующим требованиям:

- Передача расчётных нагрузок с конструкции ООШ на планер без разрушения. Расчётные нагрузки описаны в НЛГ25.473;

- Передача циклических эксплуатационных нагрузок без разрушения до окончания предполагаемого цикла работы. Требования к конструкции ООШ при действии циклических нагрузок описаны в НЛГ25.571;

- Разрушение слабых звеньев и безопасное отделение конструкции ООШ без повреждения кессона крыла при превышении расчётных нагрузок. Требования к конструкции ООШ под действием сверхрасчётных нагрузок описаны в НЛГ25.721.

При проектировании конструкции ООШ и слабых звеньев в частности все вышеперечисленные требования должны не только выполняться, но и быть доказаны в ходе эксперимента или в ходе проведения расчёта с использованием физически подобной математической модели [5, 6].

Литература

1. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории НЛГ25. – М: издательство ЦЕНТРМАГ, 2023. – 546 с.

2. Киселёв Ю.В. Шасси самолёта SuperJet: электрон. учеб. пособие / Ю.В. Киселёв, Д.Ю. Киселёв – Электрон. текстовые и граф. данные – Самара: изд. СГАО, 2014 – ISBN 978-5-7883-0856-2.

3. 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.

4. Абрамов, Я. С. Оптимизации узлов и деталей авиационных конструкций / Я. С. Абрамов // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2022 : Сборник трудов XV Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 08–09 декабря 2022 года. Том 1. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2023. – С. 8-13. – EDN UQSMHR.

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. – EDN PJOIAQ.

6. 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.

Theoretical model of the methodology for designing landing gears brackets, taking into account the refined calculation in the design of weak links.

Titov E.I.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report presents a theoretical model of the landing gears design methodology. In particular, an important difference between the new methodology and modern ones is the refined methodology for designing landing gear brackets on the airframe.

The design of the landing gear brackets to the airframe is largely regulated by paragraph NLG25.721, which refers to the prevention of damage to the fuel system of the aircraft during an emergency landing [1]. The typical design of the main landing gear (MLG) involves hanging the landing gear on the wing box, which contains the fuel [2, 3].

To prevent the transfer of dangerous loading to the wing box, the typical MLG design assumes the design of shear bolts, which are called the weak links of the MLG, in certain places. These weak links must meet the following requirements:

- Transfer of design loads from the MLG structure to the airframe without destruction. Design loads are described in NLG25.473;
- Transfer of cyclic operating loads without destruction until the end of the intended cycle of operation. Requirements for the design of the MLG under the action of cyclic loads are described in NLG25.571;
- Destruction of weak links and safe separation of the MLG structure without damage to the wing box when the calculated loads are exceeded. The requirements for the design of the MLG under the action of over-design loads are described in NLG25.721.

While designing the design of the MLG and weak links in particular, all of the above requirements must not only be met, but also be proven during the experiment or during the calculation using a physically similar mathematical model [4].

References:

1. Airworthiness standards for aircraft of the transport category NLG25. - M: TSENTRMAG publishing house, 2023. - 546 p.
2. Kiselev Yu.V. Landing gear SuperJet: e-tutorial / Yu.V. Kiselev, D.Yu. Kiselev - Electron. text and graphics. data - Samara: ed. SGAO, 2014 - ISBN 978-5-7883-0856-2.
3. Pogosyan M.A. Aircraft design / M.A. Pogosyan, N.K. Liseytssev, D.Yu. Strelets and [and others] - 5th ed. - M: Innovative engineering, 2018 - 864 p. – ISBN 978-5-6040281-5-5.
4. Ya.S. Abramov, “Optimization of components and parts of aircraft structures,” Sat. tr. XV All-Russian. Scientific and Practical Conf. students and graduate students, devoted. holiday 100th anniversary design Tupolev bureau, 55th anniversary of the Irkutsk branch of MSTU GA, 75th anniversary of the Irkutsk Aviation Technical College, Irkutsk: Irkutsk branch of the Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow State Technical University of Civil Aviation", 2023, p. 8-13.
5. Popov, Y. I. On the issue of ensuring the operational survivability of aircraft airframe design / Y. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maisak // Handbook. Engineering journal with appendix. - 2019. - № 12(273). - pp. 32-39. - EDN PJOIAQ
6. A.G. Bratukhin, S.A. Serebryansky, and D.Yu. Strelets [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.

Алгоритм оптимизации конструктивных параметров легкого транспортного самолета на этапе предварительного проекта

Хан Т. А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В данной работе проведена оптимизация конструктивных параметров легкого транспортного самолета. Требования к самолету включают возможность быстрого набора высоты и снижения по крутым глиссадам, а также совершения нескольких промежуточных посадок без дозаправки топливом. Предполагается эксплуатация на ВПП класса Д – 1000 × 28 м и на ВПП класс Е – 500 × 21 м, и на грунтовых аэродромах с прочностью грунта более 7 кгс/см². Результаты предварительных расчетов показывают по многокритериальному генетическому алгоритму, что для взлёта проектируемого самолета с максимальной нагрузкой 2300 кг (взлетная масса ≤ 8000 кг) понадобятся взлетно-посадочные полосы длиной 1000 метров. При этом с меньшей нагрузкой самолет можно будет эксплуатировать с грунтовых аэродромов с полосами менее 800 метров.

В первом приближении величина взлетной массы самолета определяется с использованием статистических данных. Во втором приближении величины относительной массы конструкции, силовой установки, оборудования и систем управления, а также топлива определялись по формулам из книги [1, 2].

В этом исследовании использовался многокритериальный генетический алгоритм, позволяющий найти компромисс между конкурирующими целями [3, 4]. На каждой итерации недоминируемые решения в совокупности планов назначаются и формируют множество Парето этого поколения. Множество Парето, полученное из конечной популяции, представляет собой множество оптимальных решений задачи. Из поколения в поколение генетический алгоритм ведет население к лучшим решениям. В конце концов, качество популяции перестает улучшаться, и результирующее множество Парето содержит оптимальные решения [5].

В данном исследовании легкий многоцелевой самолет оптимизируется одновременно и по минимальной взлетной массе, и по минимальному коэффициенту топливной эффективности. С каждым поколением передняя часть Парето продвигается в сторону меньшей взлетной массы и более низкого коэффициента топливной эффективности. В конце концов, фронт Парето больше не прогрессирует и устанавливается оптимальный компромисс между взлетной массой и коэффициентом топливной эффективности.

Определены основные особенности проектирования легких транспортных самолетов на этапе предварительного проектирования для эксплуатации в труднодоступных регионах:

- принятие важнейшего решения при проектировании легких транспортных самолетов о продолжении работ по проекту позволяет получить результаты этапа предварительного приближения разработанного метода определения взлетной массы самолета;
- в качестве критерия оптимальности принимается минимальный взлетный вес самолета. Ее величина достигается путем изучения влияния его геометрических параметров на аэродинамические, энергетические и массовые характеристики и параметры;
- полученные результаты удовлетворяются к основным тактико-техническим требованиям легкого транспортного самолета для эксплуатации в труднодоступных регионах.

Литература

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. – М.: Машиностроение, 1986. - 232с.
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. Моренко, Р. В. Формирование требований для регионального самолета с учётом условий эксплуатации / Р. В. Моренко, 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. 266-267. – EDN VADFUW.

4. Комаров. В. А. Многодисциплинарная оптимизация в концептуальном проектировании летательных аппаратов, часть 3. Самара, 2019. – 24с.

5. Гребеников. А. Г., Гуменный А. М., Буйвал Л. Ю.: Особенности интегрированного проектирования гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями на этапе предварительного проектирования. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. № 81, 2018. с 13-23.

Algorithm for optimizing the design parameters of a light transport aircraft at the stage of preliminary design

Han T.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

In this paper, the optimization of design parameters of light transport aircraft has been carried out. Requirements for the aircraft include the ability to quickly climb and descend steep glide paths, as well as to make several intermediate landings without refueling. It is supposed to operate on D-class runways - 1000 × 28 m and on E-class runways - 500 × 21 m, and on unpaved airfields with soil strength of more than 7 kgf / cm². The results of preliminary calculations show, using a multicriteria genetic algorithm, that the designed aircraft with a maximum load of 2300 kg (takeoff weight ≤ 8000 kg), runways 1000 meters long will be needed. At the same time, with a lower load, the aircraft can be operated from unpaved airfields with runways of less than 800 meters.

As a first approximation, the aircraft takeoff mass is determined using statistical datas. In the second approximation, the values of the relative mass of the structure, power plant, equipment and control systems, as well as fuel were determined by the formulas from the book [1, 2].

This study used a multicriteria genetic algorithm to find a compromise between competing goals [3]. At each iteration, the non-dominated decisions in the set of plans are assigned and form that generation's Pareto set. The Pareto set obtained from the finite population is the set of optimal solutions to the problem. From generation to generation, the genetic algorithm leads the population to better solutions. Eventually, the quality of the population stops improving, and the resulting Pareto set contains optimal solutions [4].

In this study, a light multipurpose aircraft is simultaneously optimized for both the minimum takeoff weight and the minimum fuel efficiency ratio. With each generation, the front end of the Pareto is moving towards lower takeoff weight and lower fuel efficiency coefficient. Eventually, the Pareto front no longer progresses and an optimal compromise between takeoff weight and fuel efficiency coefficient is established.

The main design parameters of light transport aircraft at the stage of preliminary design for operation in remote regions are determined:

- The adoption of the most important decision in the design of light transport aircraft on the continuation of work on the project allows to obtain the results at the preliminary approximation stage of the developed method for determining the take-off weight of the aircraft;

- The criterion for optimality is chosen as the minimum takeoff weight of the aircraft. Its value is achieved by studying the influence of its geometric parameters on the aerodynamic, energetic, mass characteristics;
- The obtained results meet the basic tactical and technical requirements of a light transport aircraft for operation in remote regions.

References

1. Eger S.M., Liseytsev N.K., Samoiloviya O.S. Fundamentals of computer-aided design of aircraft. - M.: Mashinostroenie, 1986. p. 232.
2. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aircraft / 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. Komarov. V. A. Multidisciplinary optimization in the conceptual design of aircraft, part 3. Samara, 2019. p. 24.
4. Grebenikov. A. G., Gumenny A. M., Buyval L. Yu.: Features of the integrated design of civil light aircraft with turboprop engines at the stage of preliminary design. Open information and computer integrated technologies. No. 81, 2018. p. 13-23.

Сервис синтеза и анализа программ заправки и выработки топлива скоростных самолётов

Зенкин В.Н.¹, Мельников С.В.², Максименко М.С.²,
Стрелец Д.Ю.², Серебрянский С.А.²
¹ОАО «ОАК» ОКБ «Сухого», г. Москва, Россия
²МАИ, г. Москва, Россия

В связи с наличием нескольких внутренних стационарных, возможно и временно размещаемых подвесных и/или вкладных топливных баков, в ходе выполнения полётного задания летательным аппаратом (ЛА) возникает задача управления процессами его заправки, перекачки, выработки и аварийного слива топлива. Распределение общего объёма топлива по бакам (и/или группам баков) в каждый момент времени определяется программой, управляющей этими процессами [1, 2].

Для любой конфигурации топливной системы (ТС), как для пилотируемого, так и для беспилотного ЛА, должны вычисляться массово-инерционные характеристики (МИХ) и центровочные данные (ЦД) [3, 4]. При этом, итоговое положение центра масс (ЦМ) должно находиться в пределах заданных ограничений координат предельно передней и предельно задней центровок, обеспечивающих устойчивость и управляемость ЛА с учётом положения шасси (выпущено или убрано), стояночного угла, углов тангажа и крена в процессе полёта.

Управление реализуется с помощью программного обеспечения бортовыми системами или специальными электронными блоками автоматического управления ТС. Управление конфигурацией осуществляется по сигналам приходящих от датчиков системы. Датчики (различного типа действия) показывают остаток топлива в каждом топливном баке, и обеспечивают надёжность функционирования магистрали подачи топлива к двигателям [5, 6].

В данной работе описаны результаты применения сервиса «Синтеза и анализа программ заправки, выработки, перекачки и слива топлива», являющегося прикладным модулем в составе проекта «Цифровая платформа весового проектирования летательных аппаратов» (ЦП ВП ЛА), для решения задач формирования порядка заправки или выработки [7, 8]. В рамках модуля внедрены модернизированные и новые алгоритмы контроля ЦД, что позволило перейти от дискретного представления центровки в виде набора изломленных отрезков, к гладким решениям с углами в точках переключения управляющих программ. Применение такого подхода позволяет:

- избегать неверного представления о динамике изменения центровки в процессе изменения массы с выходом положения ЦМ ЛА за установленные эксплуатационные ограничения;

- уменьшить вычислительные затраты при решении задач совместной выработки из топливных баков, не являющихся сообщающимися сосудами;

- уменьшить вычислительные затраты при решении задачи размещения топливных датчиков и определения точек перелива для баков, являющихся сообщающимися сосудами.

Результаты исследований, получаемые с помощью сервиса «Синтеза и анализа программ заправки, выработки, перекачки и слива топлива» будут являться основой для анализа поведения центровки ЛА при различных вариантах целевой загрузки, в процессе выполнения полетного задания и при изменении массы или положения ЦМ целевой загрузки переменной массы в полёте.

ЦП ВП ЛА позволяет в едином информационном пространстве передавать данные в автоматическом режиме в прикладной сервис «Анализа МИХ и ЦД при различных вариантах загрузки ЛА» для формирования электронной эксплуатационной документации.

Литература

1. Киселев, М. А. Функциональные системы воздушных судов : Учебник / М. А. Киселев, Ю. В. Петров. – Москва : ИД Академиздат, 2021. – 304 с. – EDN JBEYFZ.

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. 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.

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619954 Российская Федерация. Модуль тарировки топливных емкостей (Astra) : № 2023618249 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 17.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, И. В. Арбузов ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN GEAJGZ.

5. Подход к оценке надёжности самолётных систем с использованием метода анализа логических схем / С. А. Серебрянский, Хуан Чжэн, Ю. Н. Тихтей, В. В. Кременчуцкий // Научно-технический вестник Поволжья. – 2022. – № 8. – С. 28-31. – EDN YBPPHP.

6. Оценка надёжности магистрали подачи топлива при помощи метода анализа дерева неисправности / Д. Ю. Стрелец, Ч. Хуан, Ю. Н. Тихтей, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения : тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 96-98. – EDN MFPBJS.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619341 Российская Федерация. Сервис синтеза и анализа программ заправки выработки топлива (Astra) : № 2023618192 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN EGJUKZ.

8. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619592 Российская Федерация. Клиент сервиса синтеза и анализа программ

заправки выработки топлива (Astra) : № 2023618253 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 12.05.2023 / С. А. Серебрянский, И. В. Арбузов ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN WXAMTF.

Service of synthesis and analysis of refueling and fuel use programs for high-speed aircrafts

Zenkin V.N.¹, Melnikov S.V.², Maksimenko M.S.²,
Strelets D.Y.², Serebryansky S.A.²

¹OJSC "UAC" Sukhoi Design Bureau, Moscow, Russia

²MAI, Moscow, Russia

Due to the presence of several internal, possibly also temporarily placed drop fuel tanks, during the flight mission of an aircraft (LA) the task of controlling the processes of its refueling, transfer, use and emergency dumping of fuel arises. The distribution of the total fuel volume among tanks (and/or tank groups) at each moment of time is determined by the program controlling these processes [1, 2].

For any configuration of the fuel system (FS), both for manned and unmanned aircraft, mass-inertial characteristics (MICS) and balanced data (BD) must be calculated [3, 4]. In this case, the final center-of-gravity (CG) position should be within the specified limits of the coordinates of extreme aft and extreme forward CG positions, providing stability and controllability of the aircraft, taking into account the position of the landing gear (extended or retracted), parking angle, pitch and roll angles during flight.

The control is realized with the help of software by on-board systems or special electronic units of automatic control of FS. Configuration control is realized by signals coming from sensors of the system. Sensors (of different types of action) show the remaining fuel in each fuel tank, and ensure the reliability of the fuel supply line to the engines [5, 6].

This paper describes the results of application of the service "Synthesis and analysis of fuel refueling, transfer, use and dumping programs", which is an application module within the project "Digital Platform for Aircraft Weight Design" (DP AWD), to solve the problems of forming the fuel management schedule or filling program [7, 8]. Within the framework of the module, modernized and new algorithms of BD control were introduced, which allowed to move from discrete representation of CG position in the form of a set of polylines, to smooth solutions with angles at the switching points of control programs. Using this approach allows us to:

- avoid misconception about the dynamics of BD in the process of mass change with the aircraft CG position exceeding the established operational limits;
- reduce computational costs when solving problems of joint fuel use from fuel tanks that are not connected vessels;
- reduce computational costs when solving the problem of placement of fuel sensors and determination of overflow points for tanks that are connected vessels.

The research results obtained with the help of the service "Synthesis and analysis of fuel refueling, transfer, use and dumping programs" will be the basis for the analysis of the aircraft BD at different variants of the target load, in the process of flight task execution and when changing the mass or CG position of the target load of variable mass in flight.

DP AWD allows to transfer data in a unified information space in automatic mode to the application service "Analysis of MICS and DB at different variants of aircraft loading" for formation of electronic operational documentation.

References

1. Kiselev, M. A. Functional systems of aircraft : Textbook / M. A. Kiselev, Y. V. Petrov. - Moscow : Academizdat Publishing House, 2021. - 304 c. - EDN JBEYFZ.

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

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

4. Certificate of state registration of computer program No. 2023619954 Russian Federation. Fuel tank calibration module (Astra) : № 2023618249 : applied. 27.04.2023 : published on 17.05.2023 / D. Y. Strelets, I. V. Arbuzov ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN GEAJGZ.

5. Approach to the reliability assessment of aircraft systems using the method of logic circuit analysis / S. A. Serebryansky, Huang Zheng, Yu. N. Tikhtey, V. V. Kremenchutsky // Scientific and Technical Bulletin of the Volga Region. - 2022. - № 8. - С. 28-31. - EDN YBPPHP.

6. Evaluation of the fuel supply line reliability using the fault tree analysis method / D. Y. Strelets, C. Huang, Y. N. Tikhtey, S. A. Serebryansky // High-speed transport of the future: prospects, problems, solutions : abstracts of the 1st International Scientific and Technical Conference, Moscow, August 29 - 09, 2022 / Moscow Aviation Institute (National Research University). - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - С. 96-98. - EDN MFPBJS.

7. Certificate of state registration of computer program No. 2023619341 Russian Federation. Service of synthesis and analysis of fueling programs (Astra) : № 202361819192 : submitted. 27.04.2023 : published on 10.05.2023 / S. A. Serebryansky ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN EGJUKZ.

8. Certificate of state registration of computer program No. 2023619592 Russian Federation. Client service of synthesis and analysis of fueling programs (Astra) : № 2023618253 : filed. 27.04.2023 : published on 12.05.2023 / S. A. Serebryansky, I. V. Arbuzov ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN WXAMTF.

Сервис расчета тарировки топливных баков скоростных самолётов

Мельников С.В.¹, Максименко М.С.¹, Кулешов А.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Топливная система летательных аппаратов (ЛА) предназначения для размещения и бесперебойной подачи топлива в двигатели силовой установки ЛА во всём диапазоне высот и скоростей полета. Масса топлива составляет значительную долю в общей массе ЛА, при этом являясь переменной характеристикой в процессе полёта. В связи с этим, расчёт массово-инерционных характеристик (МИХ) и центровочных данных (ЦД) должен вестись для любого варианта заправки топливом, находящимся в топливных емкостях.

В рамках проекта «Цифровая платформа весового проектирования летательных аппаратов» (ЦП ВП ЛА) разработан и внедрён в промышленность программный модуль «Расчёт МИХ и ЦД топлива» который предназначен для послойного представления, расчёта центровочных данных, тарировочных и массово-инерционных характеристик топлива, расположенного на борту с учётом эволюций, выполняемых ЛА в процессе полёта [1].

В данной работе в основе анализа массово-инерционных характеристик топлива лежат расчетные методы геометрии масс. Геометрия топлива, находящегося в

топливных баках, ограничивается формами топливных баков и эволюциями положения ЛА в полете, точнее углами тангажа и крена. В связи с этим, основная сложность расчетов МИХ топлива ложится на программы построения тарифовочных характеристик баков в зависимости от уровня топлива в баке, угла тангажа и угла крена [2].

В сервисе расчета тарифовочных характеристик топливных баков реализуется подход к созданию в базе данных сервиса геометрии топливных баков, готового объемного представления формы топливных баков в виде набора граней пространственного многогранника. Такая загрузка осуществляется из внешних систем геометрического моделирования средствами графического интерфейса [3, 4].

Задача тарифовки сводится к расчёту тарифовочных характеристик как функции трёх переменных, две из которых: угол тангажа и угол крена - характеризуют пространственное положение топливного бака или группы баков. Третья описывает тип алгоритма расчёта.

Расчет тарифовочных характеристик ведется по триангуляционной модели топливных баков. При этом весь объем топлива разбивается на тонкие слои параллельными горизонтальными плоскостями, и рассчитываются характеристики слоев. Точность расчетов определяется толщиной слоев разбиения. Толщина слоя определяется в миллиметрах или в килограммах [5].

Данные, рассчитываемые с помощью модуля, в дальнейшем применяются при построении динамически подобных моделей в прикладном модуле «Расчёт МИХ и ЦД пустого снаряжённого» и формировании программ заправки, выработки, слива и перекачки топлива в прикладном модуле «Синтез и анализ программ заправки, выработки, перекачки и слива топлива», входящем в состав ЦП ВП ЛА. Модуль «Расчёт МИХ и ЦД топлива» также позволяет произвести уточнение массы пустого и массы постоянного снаряжения ЛА, путём определения сливаемых и несливаемых остатков невыработываемого топлива.

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. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619954 Российская Федерация. Модуль тарифовки топливных емкостей (Astra) : № 2023618249 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 17.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, И. В. Арбузов ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN GEAJGZ.

3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619342 Российская Федерация. Сервис весовой модели ЛА (Astra) : № 2023618191 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN XJPNUJ.

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619591 Российская Федерация. Клиент сервиса весовой модели ЛА (Astra) : № 2023618188 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 12.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN FFKOAT.

5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665714 Российская Федерация. Клиент модуля тарифовки топливных емкостей : № 2021664998 : заявл. 24.09.2021 : опубл. 30.09.2021 / Д. Ю. Стрелец, С. А. Кантимиров ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN QGVKHG.

Service of calculation of fuel tank calibration for high-speed airplanes

Melnikov S.V.¹, Maksimenko M.S.¹, Kuleshov A.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The fuel system of aircrafts is designed for placement and uninterrupted supply of fuel to the engines of the aircraft in the whole range of flight altitudes and speeds. Fuel weight is a significant part of the total mass of the aircraft, while being a variable characteristic during flight. In this connection, the calculation of mass-inertial characteristics (MICS) and balance data (BD) should be carried out for any variant of fuel range.

Within the framework of the project "Digital platform of aircrafts weight design" (DP AWD) the software module "Calculation of MICS and BD of fuel" has been developed and implemented in the industry, which is designed for layer-by-layer representation, calculation of balance data, calibration and mass-inertial characteristics of the fuel located on board, taking into account the change of angles of aircraft orientation during flight [1].

In this work, the analysis of the mass-inertial characteristics of the propellant is based on computational methods of mass geometry. The geometry of the fuel in the fuel tanks is limited by the shapes of the fuel tanks and the change of angles of aircraft orientation in flight, more precisely by the pitch and roll angles. In this connection, the main complexity of fuel MICS calculations falls on the programs for building tank calibration characteristics depending on the fuel level in the tank, pitch and roll angles [2].

In the service of calculation of fuel tank calibration characteristics, the approach to creation in the database of the fuel tank geometry service, a ready volumetric representation of the fuel tank shape in the form of a set of faces of a spatial polyhedron is realized. Such loading is performed from external geometric modeling systems by means of a graphical interface [3, 4].

The task of calibration is reduced to the calculation of calibration characteristics as a function of three variables, two of which: pitch angle and roll angle characterize the spatial position of a fuel tank or a group of tanks. The third describes the type of calculation algorithm.

Calculation of calibration characteristics is performed using the triangulation model of fuel tanks. In this case, the entire fuel volume is divided into thin layers by parallel horizontal planes, and the characteristics of the layers are calculated. The accuracy of the calculations is determined by the thickness of the partitioning layers. The layer thickness is defined in millimeters or in kilograms [5].

The data calculated with the help of the module are further used in the construction of dynamic scale models in the application module "Calculation of MICS and BD of operational empty" and the formation of programs for fueling, generation, draining and transfer of fuel in the application module "Synthesis and analysis of programs for fueling, generation, pumping and draining of fuel", which is part of the SWC. The module "Calculation of MICS and BD of fuel" also allows to specify the weight of empty and weight of permanent equipment of the aircraft, by determining the drained and non-drained unusable fuel.

References

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

2. Certificate of state registration of computer program No. 2023619954 Russian Federation. Fuel tank calibration module (Astra) : № 2023618249 : applied. 27.04.2023 : published on 17.05.2023 / D. Yu. Strelets, I. V. Arbuzov ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN GEAJGZ.

3. Certificate of state registration of computer program No. 2023619342 Russian Federation. Service of weight model of aircraft (Astra) : № 2023618191 : avt. 27.04.2023 : published on 10.05.2023 / S. A. Serebryansky ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN XJPNUJ.

4. Certificate of state registration of computer program No. 2023619591 Russian Federation. Client of the service of the weight model of aircraft (Astra) : № 2023618188 : avt. 27.04.2023 : published on 12.05.2023 / S. A. Serebryansky ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN FFKOAT.

5. Certificate of state registration of computer program No. 2021665714 Russian Federation. Client of fuel tank calibration module : № 2021664998 : applied. 24.09.2021 : published on 30.09.2021 / D. Yu. Strelets, S. A. Kantimirov ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN QGVKNG.

Подход к весовому расчету пустого и снаряженного самолёта при различных вариантах загрузки

Мельников С.В.¹, Максименко М.С.¹, Скобелев С.И.¹,
¹МАИ, г. Москва, Россия

Обеспечение центровки летательного аппарата при заданной коммерческой загрузке напрямую относится к задаче обеспечения безопасности полёта. Для её успешного решения необходимо обладать сведениями о центровке пустого изделия, снаряжении, установленном на изделии, запасе и порядке выработки топлива, массе целевой загрузки [1].

В рамках проекта «Цифровая платформа весового проектирования летательных аппаратов» (ЦП ВП ЛА) разработан и внедрён в промышленность программный модуль «Анализ МИХ и ЦД при различных вариантах загрузки ЛА», который способен решать задачу центровки ЛА с учётом уникальных особенностей конкретного произведённого изделия.

В процессе выполнения полётного задания ЛА происходит эволюция характеристик переменных масс, что приводит к изменению центровочных данных (ЦД) и массово-инерционных характеристик (МИХ).

Модуль ЦП ВП ЛА способен в автономном режиме получать данные от прикладных сервисов платформы, таких как «Расчёт МИХ и ЦД пустого и снаряжённого ЛА» и «Синтез и анализ программ заправки, выработки, перекачки и слива топлива» [2, 3]. Это позволяет не только решать задачи по обеспечению центровки для конкретного полётного задания, но и формировать реестры допустимых загрузок при проектировании ЛА совместно с потенциальными эксплуатантами изделия [4].

В данной работе описан сервис как основное средство построения отчетов, справок и других документов, связанных с анализом различных вариантов допустимых полетных заданий, построением области допустимых центровок при разных вариантах снаряжения и полезной нагрузки.

Для построения области допустимой центровки при заданном полётном задании по оси абсцисс на графиках откладывается центровка ЛА, которая определяется как положение центра масс ЛА на средней аэродинамической хорде в процентах от ее длины. По оси ординат откладывается текущая масса ЛА с учетом массы снаряжения, массы целевой нагрузки и текущего запаса топлива. Точки излома на графиках центровки соответствуют моментам переключения подачи топлива с одного бака на другой, которые определяются программой выработки топлива или моментами сброса целевой нагрузки. Двойной график изменения центровки соответствует двум полетным

конфигурациям: с убранными и выпущенными стойками шасси [5, 6]. Также существует вариант тройного графика, демонстрирующего расчет полетного задания, в зависимости от различных аргументов массы: теоретической, чертежной и фактической – что позволяет определить отклонение от ТЗ на каждом из этапов проектирования. Ограничения, которые обеспечивают устойчивость и управляемость ЛА в полете, задаются предельными значениями центровки. Предельно передняя и предельно задняя центровки на графике изображаются в виде вертикальных штриховых линий. Горизонтальными линиями задаются ограничения на взлетную и посадочную массы. Ограничения максимальной взлетной и посадочной массы при определенных условиях могут нарушаться, но эти нарушения допускаются в исключительных условиях и сказываются на ресурсных характеристиках ЛА. Наклонными штриховыми линиями на графике задаются ограничения, связанные с максимально допустимыми нагрузками на переднюю и заднюю опоры шасси [7].

Модуль учитывает конструктивные, прочностные, аэродинамические и эксплуатационные ограничения, что позволяет оценивать коммерческую эффективность и целесообразность модернизации борта, типа воздушного судна, как характеристику расширения транспортных возможностей.

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. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023660209 Российская Федерация. Клиент расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА (Astra) : № 2023618240 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 18.05.2023 / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец, Ю. Н. Тихтей ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN TAWMHD.

3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022614292 Российская Федерация. Сервис расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА : № 2022612541 : заявл. 24.02.2022 : опубл. 18.03.2022 / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN NOVZOY.

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619417 Российская Федерация. Сервис анализа МИХ в полете при различных вариантах загрузки ЛА (Astra) : № 2023618361 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 11.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN ETYANG.

5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619589 Российская Федерация. Клиент сервиса ведения подвесок и перевозимых грузов ЛА (Astra) : № 2023618185 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 12.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, А. В. Гостев, С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN UWPRXX.

6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619416 Российская Федерация. Сервис ведения подвесок и перевозимых грузов ЛА (Astra) : № 2023618360 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 11.05.2023 / Д. Ю. Стрелец, А. В. Гостев ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN XRNTSW.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023619342 Российская Федерация. Сервис весовой модели ЛА (Astra) : № 2023618191 : заявл. 27.04.2023 : опубл. 10.05.2023 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN XJPNUJ.

Approach to weight calculation of empty and loaded aircraft at different loading variants

Melnikov S.V.¹, Maksimenko M.S.¹, Skobelev S.I.

¹MAI, Moscow, Russia

Ensuring aircraft center-of-gravity (CG) position at a given commercial load directly relates to the task of flight safety. For its successful solution it is necessary to have information about the CG position of an empty product, the equipment installed on the product, the stock and order of fuel use, payload weight [1].

Within the framework of the project "Digital platform of aircrafts weight design" (DP AWD) a software module "Analysis of mass-inertial characteristics and balance data at different variants of aircraft loading" has been developed and implemented in the industry, which is able to solve the problem of aircraft balance taking into account the unique features of a particular manufactured product.

In the process of flight task fulfillment, the characteristics of variable masses evolve, which leads to changes in the balance data (BD) and mass-inertial characteristics (MICS).

The SWC module is able to receive data from application services of the platform, such as "Calculation of MICS and BD of empty and loaded aircraft" and "Synthesis and analysis of refueling, use, fuel transfer and draining programs" [2, 3]. This allows not only to solve the tasks of providing allowable CG position for a particular flight task, but also to form registers of allowable loads when designing aircraft together with potential operators of the product [4].

This paper describes the service as the main means of building reports, references and other documents related to the analysis of different variants of acceptable flight tasks, building acceptable CG envelope for different variants of equipment and payloads.

To plot acceptable CG envelope for a given flight task, the aircraft CG position is plotted on the abscissa axis, which is defined as the as the percentage of the distance from the leading edge of mean aerodynamic chord (MAC) to CG with respect to MAC itself. The ordinate axis plots the current mass of the aircraft, taking into account the mass of the equipment, the mass of the payload and the current fuel reserve. The break points on the balance grid correspond to the moments of fuel supply switching from one tank to another, which are determined by the fuel use program or the moments of payload airdrop. The double balance grid change corresponds to two flight configurations: with retracted and released landing gear struts [5, 6]. There is also a variant of the triple balance grid demonstrating the flight task calculation, depending on different mass arguments: theoretical, CAD-calculating and actual - which allows to determine the deviation from the requirement specification at each of the design stages. The limits that ensure the stability and controllability of the aircraft in flight are set by the balance limits. Extreme aft and forward CG position are depicted on the balance grid as vertical dashed lines. The horizontal lines represent the takeoff and landing weight limits. Maximum takeoff and landing mass limits can be violated under certain conditions, but these violations are allowed in exceptional conditions and affect the life characteristics of the aircraft. The slanted dashed lines on the graph define the limitations associated with the maximum allowable loads on the front and rear undercarriage leg [7].

The module takes into account structural, strength, aerodynamic and operational limitations, which allows to assess the commercial efficiency and feasibility of modernization of the board, type of aircraft, as a characteristic of expanding transport capabilities.

References

1. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aircraft / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Y. Strelets [and others]. - Moscow : Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 с. - ISBN 978-5-4316-0694-6. - EDN ZGQVGN.
2. Certificate of state registration of computer program No. 2023660209 Russian Federation. Client for calculation of MICS and BD of an empty loaded aircraft (Astra) : No. 2023618240 : submitted. 27.04.2023 : published on 18.05.2023 / S. A. Serebryansky, D. Y. Strelets, Y. N. Tikhtey ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN TAWMHD.
3. Certificate of state registration of computer program No. 2022614292 Russian Federation. Service for calculation of MICS and BD of empty loaded aircraft : No. 2022612541 : filed. 24.02.2022 : published on 18.03.2022 / S. A. Serebryansky, D. Y. Strelets ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN HOBZOY.
4. Certificate of state registration of computer program No. 2023619417 Russian Federation. In-flight MICS analysis service for different variants of aircraft loading (Astra) : No. 2023618361 : submitted. 27.04.2023 : published on 11.05.2023 / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN ETYANG.
5. Certificate of state registration of computer program No. 2023619589 Russian Federation. Client of service of maintenance of suspensions and transported cargoes of aircraft (Astra) : № 2023618185 : avt. 27.04.2023 : published on 12.05.2023 / D. Yu. Strelets, A. V. Gostev, S. A. Serebryansky ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN UWPRXX.
6. Certificate of state registration of computer program No. 2023619416 Russian Federation. Service of maintenance of suspensions and transported cargoes of aircraft (Astra) : № 2023618360 : avt. 27.04.2023 : published on 11.05.2023 / D. Yu. Strelets, A. V. Gostev ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN XRNTSW.
7. Certificate of state registration of computer program No. 2023619342 Russian Federation. Service of weight model of aircraft (Astra) : № 2023618191 : avt. 27.04.2023 : published on 10.05.2023 / S. A. Serebryansky ; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN XJPNUJ.

Вопросы использования методов автоматизированной компоновки с учетом конструктивных и технологических особенностей при изготовлении деталей и узлов из ПКМ

Мелконян, Р. В.^{1,2}, Насонов Ф.А.²,

1. МАИ, г. Москва, Россия

2. ШТУ, г. Шанхай, Китай

Авиационная промышленность использует полимерные композиционные материалы (PCM) благодаря их высокой удельной прочности и жесткости. В результате самолеты, спроектированные с широким использованием PCM, демонстрируют повышенную топливную экономичность, что позволяет экономить топливо до 20%. Традиционные методы, такие как ручное формование компонентов PCM, постепенно вытесняются автоматизированными технологиями производства. Общемировой тенденцией является замена ручных методов формования автоматизированными методами выкладки, что обусловлено необходимостью соответствовать высоким стандартам физико-механических и прецизионных характеристик.

В настоящее время при укладке однонаправленных препрегов обычно используются два метода: автоматическая укладка ленты (ATL) и автоматическое размещение волокон (AFP). Однако крайне важно учитывать влияние заданных технологических параметров на выкладку, поскольку они напрямую влияют на качество изготавливаемых компонентов. Данное исследование направлено на выявление основных методов автоматизированной выкладки и определение набора контрольных параметров, которые оказывают наиболее существенное влияние на механические свойства образцов, изготовленных с использованием автоматизированных методов выкладки препрегов. Примечательно, что давление ленты и температура нагрева, обычно определяемые температурой плавления компонента полуфабриката, отвечающего за дополнительную адгезию, играют решающую роль в определении механических характеристик изготавливаемых деталей.

Одним из ключевых преимуществ автоматизированных методов перед ручными является их высокая точность. Была проведена экспериментальная работа по исследованию влияния точности определения угла укладки на свойства образца. На образцах будут проведены испытания на растяжение (ASTM D3039), сжатие (ASTM D6641) и усталостные испытания на растяжение (ASTM D3479). Эти испытания позволят выявить влияние отклонений от заданных углов на качество продукции и, следовательно, выбор между автоматизированным и ручным методами укладки.

Литература

1. Melkonyan R. V., Nasonov F. A. (2023) Basic design and technological solutions for the application of automated layout processes in the manufacturing of composite parts of passenger aircraft // E3S Web of Conferences 383, 05006

2. Мелконян, Р. В. Изучение конструктивно-технологических аспектов проектирования деталей и агрегатов из ПКМ, изготавливаемых с помощью средств автоматизированной выкладки // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 36-37. – EDN RUXZJE.

3. Мелконян, Р. В. Насонов Ф.А. Исследование технологических параметров автоматизированных методов выкладки препрегов при производстве деталей и агрегатов из ПКМ // 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», Москва, 21-25 ноября 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 54-55.

4. Барановски С.В., Михайловский К.В. Структурно-оптимизированная конструкция крыла из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Криволинейные силовые элементы // Учёные записки ЦАГИ. 2020. Т. 51, № 2. С. 79-86.

5. Коган Д.И., Чурсова Л.В., Панина Н.Н. (2020) ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПОЛИМЕРНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ С ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНЫМ РЕЖИМОМ ФОРМОВАНИЯ [Promising polymer materials for structural composite products with an energy-efficient molding mode]. ПЛАСТИЧЕСКИЕ МАССЫ. -с 52-54. - DOI 10.35164/0554-2901-2020-3-4-52-54. - EDN YVKVHO

Problems of using automated layout methods taking into account design and technological features in the manufacturing of parts and assemblies made of polymer

Melkonyan R. V.^{1,2}, Nasonov F. A.²,

¹MAI, Moscow, Russia

²SJTU, Shanghai, China

The aviation industry has embraced polymer composite materials (PCM) due to their high specific strength and rigidity. As a result, aircraft designed with extensive use of PCM exhibit improved fuel efficiency, allowing for fuel savings of up to 20%. Traditional methods, such as manual forming of PCM components, are gradually being overshadowed by

automated technologies in production. The global trend is to replace manual methods of forming with automated methods of laying out, driven by the need to meet high standards of physical-mechanical and precision characteristics.

Currently, two methods are commonly employed when laying out unidirectional prepregs: Automated Tape Laying (ATL) and Automated Fiber Placement (AFP). However, it is crucial to consider the influence of set technological parameters on the layout, as they directly impact the quality of the manufactured components. This research aims to identify the primary methods of automated layout and determine a set of control parameters that have the most significant effect on the mechanical properties of samples produced using automated prepreg layout methods. Notably, the pressure of the belt and the heating temperature, typically determined by the melting point of the semi-finished product component responsible for auxiliary adhesion, play a crucial role in determining the mechanical characteristics of the manufactured parts.

One of the key advantages of automated methods over manual ones is their high accuracy. Experimental work has been conducted to investigate the influence of laying angle accuracy on sample properties. Tensile tests (ASTM D3039), compression tests (ASTM D6641), and tension-tension fatigue tests (ASTM D3479) will be performed on the samples. These tests will reveal the impact of deviations from the specified angles on product quality and, consequently, the choice between automated and manual laying methods.

References:

1. Melkonyan R. V., Nasonov F. A. (2023) Basic design and technological solutions for the application of automated layout processes in the manufacturing of composite parts of passenger aircraft // E3S Web of Conferences 383, 05006

2. Melkonyan R.V. (2022) Izuchenie konstruktivno-tekhnologicheskikh aspekty proektirovaniya detalei i agregatov iz PKM, izgotovaemykh s pomoshchei sredstv avtomatizirovannoy vykladki [Investigation of structural and technological aspects of designing parts and assemblies made of PCM made with the help of automated layout tools]. Gagarin Readings - 2022: Collection of abstracts of works of the International Youth Scientific conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. Moscow: Pero Publishing House, pp. 36-37. EDN RUXZJE.

3. Melkonyan R. V., Nasonov F. A. (2022) Issledovanie tekhnologicheskikh parametrov avtomatizirovannykh metodov vykladki prepregov pri proizvodstve detalej i agregatov iz PKM [Investigation of technological parameters of automated methods of laying out prepregs in the production of parts and assemblies from PCM]. 21st International Conference "Aviation and Cosmonautics", Moscow, April 21-25 November, 2022. Moscow: Pero Publishing House, pp. 54-55.

4. Baranovski S.V., Mihajlovskij K.V. (2020) Strukturno-optimizirovannaya konstrukciya kryla iz polimernykh kompozitsionnykh materialov. Chast' 1. Krivolinejnye silovye elementy // Uchyonye zapiski TSAGI. T. 51, № 2. C. 79-86.

5. Kogan D. I., Chursova L. V., Panina N. N. (2020) Perspektivnye polimernye materialy dlya konstruktsionnykh kompozitsionnykh izdeliy s energoeffektivnym rezhim formovaniya [Promising polymer materials for structural composite products with an energy-efficient molding mode]. Plastic masses. - No. 3-4. - pp. 52-54. - DOI 10.35164/0554-2901-2020-3-4-52-54. - EDN YVKBHO

Особенности конструкции коллективной системы спасения скоростного летательного аппарата

Забрусков А.В.¹, Сафин Р.М.², Прихошко С.М.³, Тихтей Ю.Н.⁴

¹ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А.Гагарина», г. Москва, Россия

²ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия

³ПАО «Ил», г. Москва, Россия

⁴МАИ, г. Москва, Россия

Обеспечение безопасности полётов (БП) представляет собой одну из основных задач этапа эксплуатации пассажирского воздушного транспорта, является главным показателем качества функциональности и конкурентоспособности гражданской авиации на рынке АТ [1].

Практическая реализация концепции спасения экипажа и пассажиров, исходя из требований заказчика, формирование облика системы коллективного спасения (СКС) требуют учета принадлежности летательного аппарата (ЛА) соответствующему классу по лётно-техническим характеристикам, влияния на максимальную взлетную массу, компоновку и конструктивно-силовые особенности [2, 3].

Обеспечение БП скоростных самолётов с помощью традиционных систем в критической ситуации, вызывает необходимость переосмысления проблемы и формирования основополагающего требования к авиаперевозкам с учётом массы целевой нагрузки [4, 5].

Безопасность полета скоростного самолета, оборудованного СКС, повышается благодаря понижению уровня опасности для некоторых катастрофических ситуаций до уровня аварийные. Уменьшается вероятность катастрофы.

В данной работе рассматриваются особенности конструкции парашютной КСК.

Накопленный опыт и существующая теоретическая база позволяют вести разработку парашютных систем спасения, конструкция (масса) которых включает:

- контейнер
- устройства запираания/отпираания
- пусковой и вытягивающий элементы
- вытяжной купол
- стропы
- основной парашют/парашюты

Значительную часть веса СКС составляет основной купол парашюта. Главным образом его масса зависит от площади купола [6, 7].

Скорость снижения самолета должна обеспечивать комфорт для пассажиров и экипажа самолета, обеспечивать минимальные перегрузки.

При рассмотрении такого показателя как скорость снижения необходимо учитывать то, что чем меньше скорость снижения, тем больше будет площадь купола парашюта.

Современное состояние парашютостроения позволяет на высоком техническом уровне реализовать конструктивные решения СКС как интегрированные в конструкцию ЛА, так и в виде специальных спасательных обитаемых модулей. При аварийной ситуации на этапах взлета и посадки эти системы могут использоваться для экстренного погашения скорости летательного аппарата, либо по прямому назначению при возможности набора высоты, достаточной для срабатывания систем.

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. Дейкина, А. А. Влияние системы коллективного спасения на формирование технического облика самолёта / А. А. Дейкина // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 28-29. – EDN ILDHSK.

3. Гридин, А. В. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести авиационных конструкций / А. В. Гридин, 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. 301-302. – EDN WSTYRQ.

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. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

6. Resulkulyeva, G., Serebryansky, S. Methods for determining the weight of a supersonic passenger administrative aircraft fuselage structure based on regression analysis. AS (2023). <https://doi.org/10.1007/s42401-023-00240-7>

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 PBQTFB.

Design features of collective rescue system of a high-speed aircraft

Zabruskov A.V.¹, Safin R.M.², Prikhoshko S.M.³, Tikhтей Y.N.⁴

¹Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center, Moscow, Russia

²PJSC IRKUT Corporation, Moscow, Russia

³PJSC Ilyushin Aviation Complex, Moscow, Russia

⁴MAI, Moscow, Russia

One of the main tasks of operating passenger air transport is to ensure flight safety, which is the main indicator of the quality of functionality and competitiveness of civil aviation in the aviation market [1].

The practical implementation of the concept of rescuing crew and passengers, based on customer requirements, shaping of the appearance of the collective rescue system (CRS) requires to taking into account the corresponding aircraft to the appropriate class in terms of flight performance, impact on the maximum take-off weight, layout and strength features [2, 3].

Ensuring the safety of high-speed aircraft by using traditional systems in a critical situation requires of a revision of a problem and the formation of the main requirements for air transport taking into account the mass of the target load. [4, 5].

The flight safety of a high-speed aircraft which is equipped with CRS is increased by reducing the danger level for some catastrophic situations to the emergency level. This reduces the risk of an accidents.

This article defines the design features of the parachute collective rescue system.

Experience and the existing theoretical base allow to design of parachute rescue systems. Their design includes:

- container;
- locking and unlocking device;
- launch and drag elements;
- pilot chute;
- suspension lines;
- canopy.

The main canopy of the parachute is the bulk of the weight of the CRS. Mainly its mass depends on the area of the canopy [6, 7].

The rate of descent of an aircraft by parachute must ensure comfort for passengers and crew of the aircraft and also ensure minimal overloads.

However, it must be taken into account that for a lower rate of descent a larger area of the parachute canopy is required.

The actual state of parachute engineering makes it possible to realize CRS design solutions at a high technical level, such as integrated into the aircraft design systems and in the form of special rescue manned modules. In the event of an emergency during the takeoff and landing stages, these systems can be used to urgently reduce the speed of the aircraft, or for their intended purpose when it is possible to gain a sufficient height to activate the systems.

References

1. 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. – EDNZGQVGN.

2. Deykina, A. A. The influence of the collective rescue system on the formation of the technical appearance of the aircraft / A. A. Deykina // Gagarin readings - 2022: Collection of abstracts of international youth scientific conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. – Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 28-29. - EDN LYOHZW

3. Shiryaev A.V. "Methods for reducing the temperature heating of the supersonic aircraft structure" / A. V. Shiryaev, S. A. Serebryansky // Management of large-scale system development (MLSD): 15th International Conference, Moscow, Russian Federation, 2022/ Under the general editorship of S.N. Vasiliev, A.D. Tsvirkun. – Moscow: V. A. Trapeznikov Institute of Control Sciences, 2022. – pp. 925-931. – DOI 10.25728/mlsd.2022.0925. – EDN RGIVBP.

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. Kantimirov, S. On the Issue of Weight Design of Aircraft on a Digital Platform in a Single Information Space of the Product Life Cycle / S. Kantimirov, S. Serebryansky // 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/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

6. Resulkulyeva, G., Serebryansky, S. Methods for determining the weight of a supersonic passenger administrative aircraft fuselage structure based on regression analysis. AS (2023). <https://doi.org/10.1007/s42401-023-00240-7>

7. G. Resulkulyeva and S. Serebryansky, "Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis," 2022 15th International Conference

Основания для уточнения методики проектирования конструкции узлов навески основных опор шасси

Майсак М.В.¹, Титов Е.И.¹, Кременчуцкий В.В.¹, Вилесов А.Г.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены основания, показывающие необходимость уточнения существующей методики проектирования конструкции узлов навески основных опор шасси (ООШ). Основания предоставлены на основе авиационных происшествий гражданских самолётов, в конструкции которых использованы типовые конструкции узлов навески ООШ.

Конструкция гражданского пассажирского самолёта, как и каждый задействованный в конструкции самолёта агрегат, должны соответствовать нормам лётной годности (НЛГ25) для получения сертификата типа. Конструкция узлов навески шасси на планер в большей степени регламентируется пунктом НЛГ25.721, где говорится о недопущении повреждения топливной системы самолёта при грубой посадке [1]. Подавляющее большинство гражданских пассажирских самолётов массой более 5,7 тонн имеют одну схему расположения шасси: трёхопорную с носовой стойкой [2]. Типовая конструкция узлов навески ООШ предполагает навеску шасси на кессон крыла, в котором находится топливо [3]. Однако, в типовых конструкциях узлов навески ООШ, в узлах навески на бак-кессон используются срезные штифты и болты, называемые "слабыми звеньями". Точность их расчёта и правильность работы конструкции при эксплуатации [4] и при превышении эксплуатационных нагрузок непосредственно влияют на безопасность полётов [5], а также на отказобезопасность самолёта.

На данный момент существуют инциденты, показывающие необходимость уточнения методики проектирования узлов навески ООШ. Как пример, пробитие бака-кессона при наезде самолёта на препятствие и разрушении ООШ [6] или пожар топливных баков при многочисленных отскоках от ВПП с последующим разрушением ООШ [7]. В каждом из этих случаев есть основания полагать, что система слабых звеньев сработала по нештатному сценарию. Однако следует учитывать, что самолёт, рассматриваемый в данных авиационных происшествиях, ранее получил сертификат типа, а значит проходил испытания, доказывающие соответствие НЛГ25.721.

Для избегания повторения подобных инцидентов требуется уточнение методики проектирования конструкции навески ООШ. Существуют предложения по использованию большого числа компьютерных технологий для уменьшения количества допущений при расчётах и увеличению точности проектирования конструкции ООШ [8]. Помимо методик проектирования, учитывая факт того, что участвовавший в показанных авиационных происшествиях самолёт имеет сертификат типа, существует необходимость уточнения методик моделирования грубых посадок с целью выявления ошибок проектирования конструкции узлов навески ООШ на ранних стадиях производства.

Литература

1. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории НЛГ25. – М: издательство ЦЕНТРМАГ, 2023. – 546 с.

2. Савельев, С. А. Расчетные исследования по выбору рациональных параметров стоек шасси самолетов / С. А. Савельев // Гагаринские чтения - 2019: Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции, Москва, Барнаул, Ахтубинск, 16–19 апреля 2019 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва, Барнаул, Ахтубинск:

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2019. – С. 74. – EDN JFKTVK.

3. Киселёв Ю.В. Шасси самолёта SuperJet: электрон. учеб. пособие / Ю.В. Киселёв, Д.Ю. Киселёв – Электрон. текстовые и граф. данные – Самара: изд. СГАО, 2014 – ISBN 978-5-7883-0856-2.

4. Савельев, С. А. Методика определения оптимальных параметров исполнительного органа системы уборки выпуска шасси / С. А. Савельев // Гагаринские чтения - 2018: Сборник тезисов докладов XLIV Международной молодёжной научной конференции, Москва-Ахтубинск-Байконур, 17–20 апреля 2018 года. Том 1. – Москва-Ахтубинск-Байконур: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2018. – С. 74-75. – EDN ХМКPLF.

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. Окончательный отчёт самолёт "RRJ-95B" RA-89011 – МАК, 2018 – 178 с.

7. Предварительный отчёт самолёт "RRJ-95B" RA-89098 – МАК, 2019 – 104 с.

8. Титов Е.И., Серебрянский С.А. – К вопросу проектирования конструкции слабых звеньев навески основных опор шасси – Интернет журнал: наука и инновации, 2023, вып.6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-6-2283>.

Foundations for refinement of the construction design methodology of the main landing gear support linkage nodes

Maisak M.V.¹, Titov E.I.¹, Kremenchutsky V.V.¹, Vilesov A.G.¹

¹MAI (NRU), Moscow, Russia

This report presents a rationale that demonstrates the necessity to refine the current design methodology for main landing gear (MLG) linkage assemblies. The rationale is provided based on civil aircraft accidents involving typical landing gear hanger assembly designs.

The civilian passenger aircraft design, as well as each component involved in the aircraft design, must comply with the airworthiness standards (NLG25) in order to obtain a type certificate. The design of landing gear attachments to the airframe is largely governed by NLG25.721, which states that the aircraft's fuel system must not be damaged during a rough landing [1]. The vast majority of civilian passenger aircraft weighing more than 5.7 tonnes have a single landing gear arrangement: a three-post landing gear arrangement with a nose strut [2]. The typical design of the landing gear attachment units assumes that the landing gear is attached to the wing fuel caisson [3]. However, in the typical designs of MLG linkage assemblies, shear pins and bolts, called "weak links", are used in the attachment assemblies to the tank caisson. The accuracy of their calculation and the correctness of the design during operation [4] and when operating loads are exceeded directly affect flight safety [5] as well as the failure safety of the aircraft.

At present, there are incidents that show the necessity to refine the design methodology of the hinge assemblies. As an example, the puncture of a caisson tank when the aircraft hit an obstacle and destroyed the MLG [6] or the fire of fuel tanks during multiple bounces from the runway with subsequent destruction of the MLG [7]. In each of these cases, there are reasons to believe that the weak link system worked according to an abnormal script. However, it should be borne in mind that the aircraft considered in these accidents had previously received a type certificate and therefore had undergone tests to prove compliance with NLG25.721.

In order to avoid the recurrence of such incidents it is necessary to clarify the design methodology for the design of the MLG linkage. There are proposals to use a large number of

computer technologies to reduce the number of assumptions in the calculations and increase the accuracy of the design of the MLG design [8]. In addition to design methods, given the fact that the aircraft involved in these accidents has a type certificate, there is a need to refine the methods for modelling rough landings in order to identify design errors in the design of the MLG linkage components at early stages of production.

References:

1. Airworthiness standards for transport category aircraft NLG25. - M: publishing house CENTRMAG, 2023. - 546 с.
2. Savelyev, S. A. Calculated research on the selection of rational parameters of aircraft landing gear struts / S. A. Savelyev // Gagarin Readings - 2019: Collection of abstracts of XLV International Youth Scientific Conference, Moscow, Barnaul, Akhtubinsk, 16-19 April 2019 / Moscow Aviation Institute (National Research University). - Moscow, Barnaul, Akhtubinsk: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2019. - С. 74. - EDN JFKTVK.
3. Kiselev, Y.V. SuperJet aircraft landing gear: electronic textbook / Y.V. Kiselev, D.Y. Kiselev - Electronic text and graph data - Samara: ed. SGAO, 2014 - ISBN 978-5-7883-0856-2.
4. Savelyev, S. A. Methodology for determining the optimal parameters of the executive body of the landing gear release retraction system / S. A. Savelyev // Gagarin Readings - 2018: Collection of abstracts of XLIV International Youth Scientific Conference, Moscow-Akhtubinsk-Baikonur, 17-20 April 2018. Volume 1. - Moscow-Akhtubinsk-Baikonur: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2018. - С. 74-75. - EDN XMKPLF.
5. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment / A. G. Bratukhin, S. A. Serebryansky, D. Y. Strelets [et al.]. - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2020. - 448 с. - ISBN 978-5-4316-0694-6. - EDN ZGQVGN.
6. Final report aircraft "RRJ-95B" RA-89011 - IAC, 2018 - 178 p.
7. Preliminary report aircraft "RRJ-95B" RA-89098 - IAC, 2019 - 104 p.
8. Titov E.I., Serebryansky S.A. - To the question of designing the design of weak linkage linkage of the main landing gear supports - Internet Journal: science and innovation, 2023, issue 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-6-2283>.

Стохастический механизм ударных возмущений опор ракетной каретки при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники

Астахов С.А.¹, Бирюков В.И.^{1,2}

¹ФКП «ГкНИПАС им. Л.К. Сафронова», г. Белоозерский, Россия,

²МАИ, г. Москва, Россия

Испытания летательных аппаратов баллистического типа на рельсовых треках в условиях приближенным к реальным являются экономически обоснованной альтернативой летным испытаниям. Объект испытания размещается на каретке с вынесенной вперед носовой частью для исключения влияния отраженных от элементов трековой дорожки скачков уплотнения. Каретки охватывают опорами скольжения головки рельсовых направляющих и имеют боковые зазоры. На каретке устанавливаются двигатели твердого топлива с суммарной тягой, обеспечивающей ускорение до 70 г. При испытаниях было отмечено, что при одних и тех же режимах ускорений в одних случаях ударные возмущения на опорах скольжения (башмаках) реализуются без отклика со стороны элементов ракетной каретки, а в других случаях наблюдаются резонансы с большими амплитудами, как на опорах, так и в некоторых точках каретки. Подобные ударные возмущения на башмаках приводят к динамической неустойчивости движения ракетной каретки. В результате реализуются изгибные и к

крутильные формы колебаний выступающей вперед консольной части объекта испытания [1-2], а также к предельным вибрационным нагрузениям электронной аппаратуры испытываемого объекта. Стохастическое состояние динамической системы описывается дифференциальными уравнениями, имеющими порядок выше второго [3-5]. Пороговый переход из неорганизованного стохастического состояния открытой системы в автоколебательный для различных модовых конфигураций конструктивных элементов, можно описать диссипативной динамической системой второго порядка, возбуждаемой случайной широкополосной вибрацией, имеющей нормальный вид [6-9]

$$\frac{d^2 u_j}{dt^2} + 2k\delta_j(\Pi, y_j) \frac{du_j}{dt} + \omega_{0j}^2 u_j = \omega_{0j}^2 \zeta(t),$$

по одному уравнению на каждую моду нормальных колебаний твердого тела.

$$\frac{\omega_{0j}}{k\delta_j} \gg 1, \quad k\delta_j(\Pi) = (k\delta_{jd} - k\delta_{jg}) > 0.$$

Здесь: t – время, u_j – временная реализация узкополосного случайного процесса, ω_{0j} – круговая частота собственных колебаний на каждую моду нормальных колебаний (без затухания),

$k\delta_{jd}$, $k\delta_{jg}$ – соответственно коэффициенты диссипации и генерации энергии j -й модовых колебательных конфигураций, являющиеся функциями параметров (Π, y_j) режима движения каретки,

$\zeta(t)$ – стационарное нормальное случайное широкополосное воздействие.

В работе предложен алгоритм оценки коэффициента затухания гармонических составляющих конкретной моды сложного вибрационного процесса. В качестве показателя потерь энергии колебательных составляющих при резонансном взаимодействии принимается величина плотности спектра мощности отнесенная к ширине частотного диапазона для каждой моды колебаний [3, 5]. На основе решения уравнения Фоккера-Планка для стохастического процесса получены оценки коэффициентов «сноса» и «диффузии» [3,6-9]

$$\frac{dy_j}{dt} = -\delta_{kj}(y_j) \cdot y_j + \omega_{0j}^2 \frac{S_{n0}}{8y_j} + \Delta(t),$$

здесь: $y_j(t)$ – огибающая амплитуды колебаний j -й моды,

$\delta_{kj}(y_j)$ – коэффициент диссипации-генерации колебательной энергии, является функцией амплитуды колебаний y_j конкретной j -й моды,

ω_{0j} – собственная (резонансная) круговая частота j -й моды,

S_{n0} – спектральная интенсивность случайного шумового воздействия в окрестности резонансной частоты ω_{0j} ;

$\Delta(t)$ – нормальная случайная дельта - коррелированная функция с нулевым средним.

В работе рассматриваются потенциально автоколебательные механические системы, имеющие пороговый механизм перехода из шумового вибрационного стабильного состояния в автоколебательный с последующей бифуркацией или в зависимости от параметров режима переходом в неустойчивый аттрактор гиперболического типа. Предложена методика оценки состояния потенциально автоколебательных систем с жестким пороговым возбуждением в виде совокупности вероятностных стохастических характеристик. По экспериментальным данным виброускорений для элементов конструкции ракетной каретки с объектом испытания по предложенной методике можно выполнить вклад автоколебаний и ударных воздействий на составные части каретки и объектов испытаний, сделать оценки их вибропрочности при резонансах, а также выполнить подбор оптимальных параметров виброзащитных мероприятий при случайных воздействиях.

Литература

1. Весницкий А.И., Крысов С.В., Потапов А.И. Неустойчивость крутильных волн в стержнях с подвижными закреплениями. – Известия АН СССР, ОТН. Механика твердого тела, 1978, №6, с.128.
2. Весницкий А.И., Крысов С.В. Генерация импульсов в распределенных системах с подвижными границами. – Письма в ЖТФ, 1977, т.3, в.19, с. 1032.
3. Biryukov V.I., Tsarapkin R.A., Ivanov V.N. (2021) Method for Predicting the Stability Limit to Acoustic Oscillations in Liquid-Propellant Rocket Engine Combustion Chambers Based on Combustion Noise. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2021, Vol.57. No.1, pp. 74-72. Pleiades Publishing, Ltd., 2021.
4. Risken H The Fokker - Planck Equation (Berlin : Heidelberg: SpringerVerlag, 1989).
5. Zhao J. , Shao Y. (2021) Stability of a three-species cooperative system with time delays and stochastic perturbations, Discrete Dyn. Nat. Published as Electronic Research Announcements in Mathematical Science., 2021, 1-15. <https://doi.org/10.1155/2021/5577499>
6. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти томах/ Ред.совет: В.Н.Челомей (пред.).-М.: Машиностроение, 1978 – т.1. Колебания механических систем/Под ред. В.В. Болотина. 1978. 352 с.
7. В.И. Тихонов, М.А. Миронов. Марковские процессы. М.: «Советское радио», 1977.
8. Гардинер К.В. Стохастические методы в естественных науках. М.: Мир. 1986.
9. Р.Л. Стратонович, П.С. Ланда. Воздействие шумов на генератор с жестким возбуждением. ИВУЗ, Радиофизика, т.2, №1, 1959, с.37-44.

Stochastic mechanism of shock disturbances of rocket carriage supports during high-speed track tests of aircraft

Astakhov S.A.¹, Biryukov V.I.^{1,2}

¹ Federal State Enterprise "State State Research and Testing Ground for Aviation Systems named after L.K. Safronov", Beloozersky, Russia,

² MAI, Moscow, Russia

Testing ballistic aircraft on rail tracks under conditions close to real ones is an economically viable alternative to flight testing. The test object is placed on a carriage with the nose part moved forward to eliminate the influence of shock waves reflected from the elements of the track. The carriages cover the heads of the rail guides with sliding supports and have side clearances. Solid fuel engines with a total thrust providing acceleration of up to 70 g are installed on the carriage. During testing, it was noted that under the same acceleration modes, in some cases, shock disturbances on the sliding supports (shoes) are realized without response from the elements of the rocket carriage, and in other cases, resonances with large amplitudes are observed, both on the supports and in some points of the carriage. Such shock disturbances on the shoes lead to dynamic instability of the movement of the rocket carriage. As a result, bending and torsional vibration modes of the forward-protruding cantilever part of the test object are realized [1-2], as well as to the extreme vibration loads of the electronic equipment of the test object. The stochastic state of a dynamic system is described by differential equations of order higher than second [3-5]. The threshold transition from a disorganized stochastic state of an open system to a self-oscillatory state for various mode configurations of structural elements can be described by a second-order dissipative dynamic system excited by random broadband vibration having a normal form [6-9]

$$\frac{d^2 u_j}{dt^2} + 2k\delta_j(\Pi, y_j) \frac{du_j}{dt} + \omega_{0j}^2 u_j = \omega_{0j}^2 \zeta(t),$$

one equation for each mode of normal vibrations of a rigid body.

$$\frac{\omega_{0j}}{k\delta_j} \gg 1, \quad k\delta_j(\Pi) = (k\delta_{jd} - k\delta_{jg}) > 0.$$

Here: t – time, u_j – time implementation of a narrow-band random process,
 ω_{0j} – circular frequency of natural oscillations for each mode of normal oscillations (without damping),

$k\delta_{jd}, k\delta_{jg}$ are, respectively, the coefficients of dissipation and energy generation of the j -th mode oscillatory configurations, which are functions of the parameters (Π, y_j) of the carriage motion mode,

$\zeta(t)$ – stationary normal random broadband effect.

The paper proposes an algorithm for estimating the attenuation coefficient of the harmonic components of a specific mode of a complex vibration process. As an indicator of energy losses of oscillatory components during resonant interaction, the value of the power spectrum density related to the width of the frequency range for each oscillation mode is taken [3, 5]. Based on the solution of the Fokker-Planck equation for a stochastic process, estimates of the “drift” and “diffusion” coefficients were obtained [3, 6-9].

$$\frac{dy_j}{dt} = -\delta_{kj}(y_j) \cdot y_j + \omega_{0j}^2 \frac{S_{n0}}{8y_j} + \Delta(t),$$

here: $y_j(t)$ is the envelope of the j th mode oscillation amplitude,

$\delta_{kj}(y_j)$ – the coefficient of dissipation-generation of vibrational energy, is a function of the vibration amplitude y_j of a particular j -th mode,

ω_{0j} – natural (resonant) circular frequency of the j th mode,

S_{n0} – spectral intensity of random noise exposure in the vicinity of the resonant frequency ω_{0j} ;

$\Delta(t)$ – normal random delta - correlated function with zero mean.

The work considers potentially self-oscillating mechanical systems that have a threshold mechanism of transition from a noise vibrational stable state to a self-oscillatory state with subsequent bifurcation or, depending on the mode parameters, transition to an unstable attractor of the hyperbolic type. A technique is proposed for assessing the state of potentially self-oscillating systems with hard threshold excitation in the form of a set of probabilistic stochastic characteristics. Based on the experimental data of vibration accelerations for structural elements of a rocket carriage with a test object, using the proposed method, it is possible to determine the contribution of self-oscillations and impact impacts on the components of the carriage and test objects, make estimates of their vibration strength during resonances, and also select the optimal parameters of vibration protection measures under random impacts.

References

1. Vesnitsky A.I., Krysov S.V., Potapov A.I. (1978) Instability of torsional waves in rods with movable fastenings. - News of the Academy of Sciences of the USSR, OTN. Rigid Body Mechanics, 1978, No. 6, p.128.
2. Vesnitsky A.I., Krysov S.V. (1977) Pulse generation in distributed systems with moving boundaries. - Letters to ZhTF, 1977, v.3, v.19, p. 1032.
3. Biryukov V.I., Tsarapkin R.A., Ivanov V.N. (2021) Method for Predicting the Stability Limit to Acoustic Oscillations in Liquid-Propellant Rocket Engine Combustion Chambers Based on Combustion Noise. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2021, Vol.57. No.1, pp. 74-72. Pleiades Publishing, Ltd., 2021.
4. Risken H The Fokker - Planck Equation (Berlin : Heidelberg: SpringerVerlag, 1989).
5. Zhao J. , Shao Y. (2021) Stability of a three-species cooperative system with time delays and stochastic perturbations, Discrete Dyn. Nat. Published as Electronic Research Announcements in Mathematical Science., 2021, 1-15. <https://doi.org/10.1155/2021/5577499>

6. Vibrations in technology: a Handbook. In 6 volumes / Editorial Council: V.N. Chelomey (prev.). - M.: Mashinostroenie, 1978 - v.1. Vibrations of mechanical systems / Ed. V.V. Bolotina. 1978. 352 p.
7. Tikhonov V. I. and Mironov M. A. (1977) Markov Processes (Sov. Radio, Moscow, 1977) [in Russian].
8. Gardiner K.V. Stochastic methods in natural sciences. M.: Mir. 1986.
9. R.L. Stratonovich, P.S. Landa. Impact of noise on a hard-excited generator. IVUZ, Radiophysics, vol. 2, БИББ No. 1, 1959, pp. 37-44.

A

Abakarov A.A., 116
 Akhmetova N.A., 198
 Akhunzianova K.A., 27
 Aleksandrov A.A., 87
 Alekseev S. A., 121
 Aliyev R.N.O., 47
 Alymov V.N., 129
 Anikin V. N., 89
 Apollonov D. V., 177
 Arbuzov I.V., 50
 Argakov A., 40
 Arifullin R.Kh., 19
 Artamonov M. A., 177
 Artemov A.D., 129
 Astakhov S.A., 157, 206, 238

B

Babulin A.A., 122
 Bakulin V.N., 75, 105, 109
 Balashov Y.V., 159
 Basinov M.E., 47
 Beloborodov Ph.S., 12
 Belonogov V.D., 176
 Belskiy A.B., 154
 Berlov M.A., 57
 Biryukov V.I., 157, 206, 238
 Bodarev V.M., 143
 Bodrova I.E., 127
 Boikov A.A., 83
 Bolshikh A.A., 23, 103
 Borovkov D.K., 103
 Boyko A.D., 111
 Buyvol P.A., 111
 Bychkov V. A., 89
 Bykadorov A.N., 77

C

Chen Lei, 193
 Chernetskij S.V., 67
 Chinyuchin Y.M., 135
 Chulin M. I., 177
 Chulkov M.V., 34

D

Danilevsky A.A., 149
 Danilin A.N., 105
 Dedova D.V., 100
 Dergachev A.N., 154
 Dhiman G., 203
 Dolotovskiy A.V., 122
 Domanov K. I., 169
 Dubinets A.O., 90, 96
 Dyakov D.A., 38, 182

E

Efremov A.E., 116
 Efremov A.V., 188
 Efremov E.V., 188
 Emelyanenko K.A., 69
 Eremenko V.V., 53
 Eremin N., 208
 Eremin S. A., 89
 Ershov V., 10
 Esipovich O.A., 154

F

Fedyushkin A. I., 16
 Feldstein V.A., 105
 Fetisov M.A., 42
 Filatova Y.A., 146, 152
 Filippova N.A., 116

G

Ganin S.V., 132
 Garipov I., 40
 Gavva L.M., 72
 Gonchar A.N., 149
 Gorbunov A.S., 57, 61
 Gordeeva M.I., 77, 80, 87
 Goro S, 203
 Gorodnichenko V.I., 13
 Goryukhin M.O., 53
 Gostev A.V., 127
 Gridin A.V., 143
 Grishina A.Y., 188
 Gruzd A.D., 135
 Gunchin V.K., 195
 Gusev E.L., 75
 Guseva E. E., 195
 Guseva E.E., 23

H

Han T.A., 218
 Huang Z., 64
 Hurtasenko A, 212

I

Ibrishev K.K., 93
 Illarionov K.D., 90
 Iovleva E.L., 116
 Irgaleev I.K., 188
 Ismagilov F., 40
 Ismagilov F.R., 36
 Issaeva S.Y., 113, 114
 Istomin S. G., 169
 Istratov D.V., 132

K

Kara G.Y., 38

Karimov R.D., 57, 61
Karnet Y.N., 105
Kataev A.V., 157
Khakimyanov M.I., 57
Khodina A.S., 98
Khomchenko A.V., 100
Khramtsov I., 10
Khvan A.V., 124
Kirpichev I.G., 152
Klykov P.P., 96
Kononov N.O., 93, 156
Konovalov F.D., 25
Konstantinov I.A., 159
Korobkov Y.N., 129
Korolskii V.V., 72
Korsun O.N., 179, 191
Kosyanchuk V., 172
Kosyanchuk V. V., 171
Kosyanchuk V.V., 174
Kovaleva E.A., 13
Kovtunov S.S., 96
Kovtyn S.A., 165
Krasnoperov D.G., 53
Kremenchutsky V.V., 64, 235
Kritsky B.S., 190
Krugov A.A., 13
Kuleshov A.A., 224
Kunko I.A., 198
Kustov O., 10
Kusyumov A.N., 190
Kusyumov S.A., 190
Kutakhov V.P., 162

L

Lapin A., 172
Latonov V.V., 167
Lavrishcheva L., 196
Lelikov M.A., 171, 174
Lobanov I.E., 21
Lupuleac S., 101

M

Maisak M.V., 235
Makarova I.V., 111
Maksimenko M.S., 221, 224, 227
Malanko G.E., 138
Martirosov M.I., 100
Maysak M.V., 45
Medvedsky A.L., 100
Melehin I.S., 210
Melkonyan R. V., 229
Melnikov S.V., 221, 224, 227
Mikhailov A.E., 53
Mikhailova A.B., 53
Mirgazov R.M., 190
Mishchenko I. B., 171

Mishchenko I.B., 174
Mitrofanov O.V., 85, 92, 103, 107
Moshkov P.A., 8, 29
Muchametdinov E.M., 111
Myakochin A.S., 21

N

Nasonov F. A., 229
Nastas G.N., 182
Neverov A.S., 21
Nikitin S.M., 105
Novoselov V., 196

O

Om M.H., 191
Om M.X., 191
Oreshenko T., 208
Ostrik A.V., 82

P

Palchikovskiy V.V., 12
Permiakov A.P., 23
Permyakov A.P., 156
Petrova A. A., 177
Pisarev P.V., 27
Platoshin G. A., 171
Platoshin G.A., 174
Podzharskaya M.S., 200
Pogosyan M.A., 8
Ponomareva V.S., 124
Poplavsky A.V., 191
Postnikov V.Y., 23
Prikhoshko S.M., 143, 149, 232
Prilipko E. A., 89
Prilipko E.A., 90
Prokopenko D.A., 77, 80, 87
Pronin E., 40
Pronin E.A., 36
Protasova N.A., 47
Puntus A. A., 16

R

Revyakina N. A., 89
Rod O.A., 83, 103
Roginskaya L.E., 61
Rozhkov I.V., 38
Ryabtseva E. O., 45
Rybak L., 212
Rymanova A. N., 195

S

Safin A.M., 185
Safin A.V., 143
Safin R.M., 232
Safoklov B.B., 132

Sagalovich S.A., 31
Samoilenko V.M., 77, 87
Samulenkov Yu.I., 146
Savelyev S.A., 50
Sayakhov I., 40
Sementsov M. N., 121
Senyushkin N.S., 57, 61
Serebryansky S.A., 19, 25, 31, 38, 45, 55, 59,
138, 149, 216, 221
Serebryansky S.A., 119
Shadrina L.V., 113, 114
Shatokhin A. P., 169
Shelkov K.A., 103
Shigin A., 208
Shinder J., 101
Shirokov M.V., 214
Shkurin M.V., 107
Shramko K.K., 93, 156
Shubin V.A., 59
Sidorova Y.Y., 134
Skitova V., 212
Skobelev S.I., 227
Slyozkin D.V., 122
Sokolov Y., 208
Staroverov N., 196
Stepanov R.P., 190
Strelets D.Y., 64
Strelets D.Y., 193, 196, 214, 221
Stulovsky A.V., 179
Sukhochev P.Y., 167

T

Tereshkin V.M., 57, 61
Tikhtey Y.N., 232
Tikhtey Y.N., 64, 138
Timushev S.F., 29, 206
Tinchurina D.R., 93, 156
Titov A.E., 182
Titov E.I., 216, 235
Titov A.E., 185
Toropylina E.Y., 85, 92
Trifonov M.Y., 140
Trofimchuck M.B., 185
Trofimov A.A., 200
Turbin N.V., 72

U

Ushakov I.O., 55

V

Vasilyeva E.D., 53
Vavilov V., 40
Vavilov V.E., 36
Velikanov P.G., 47
Velikanova N.P., 47
Vilesov A.G., 235

Volkov A.V., 210
Voloshkin A., 212
Voronina S., 208
Voytishina M.S., 122

Y

Yablonsky S.N., 127
Yalalova Z.I., 61
Yershov V. S., 177
Yushkova O., 40
Yushkova O.A., 36

Z

Zabruskov A.V., 232
Zaitsev S.V., 116
Zaitseva N., 101
Zastrovskaya A.A., 119
Zenkin V.N., 221
Zhelonkin M.V., 165
Zherebtsov A.A., 36
Zhigulin I.E., 69
Zhikhareva I. V., 121
Zhitkov Y.B., 198, 210
Zhuleva A.D., 119
Zhuravlev V.P., 140
Zuiko I.S., 80
Zybin E.Y., 171, 172, 174

A

Абакаров А.А., 115
Александров А.А., 86
Алексеев С. А., 120
Алиев Р.Н.О., 46
Альмов В.Н., 128
Амосов А.Г., 41
Аникин В.Н., 88
Аполлонов Д.В., 176
Арбузов И.В., 48
Аргаков А., 39
Арифиллин Р.Х., 17
Артамонов М.А., 176
Артемов А.Д., 128
Астахов С.А., 157, 205, 236
Ахметова Н.А., 197
Ахунзянова К.А., 26

Б

Бабулин А.А., 122
Бакулин В.Н., 74, 104, 107
Балашов Ю.В., 158
Басинов М.Е., 46
Белобородов Ф.С., 11
Белоногов В.Д., 175
Бельский А.Б., 153
Берлов М.А., 56

Бирюков В.И., 157, 205, 236
Бодарев В.М., 141
Бодрова И.Е., 126
Бойко А.Д., 111
Бойков А.А., 82
Больших А.А., 22, 102
Боровков Д.К., 102
Буйвол П.А., 111
Быкадоров А.Н., 76
Бычков В.А., 88

В

Вавилов В., 39
Вавилов В.Е., 35
Васильева Е.Д., 52
Великанов П.Г., 46
Великанова Н.П., 46
Вилесов А.Г., 234
Войтишина М.С., 122
Волков А.В., 209
Волошкин А.А., 211
Воронина С.Ю., 207

Г

Гавва Л. М., 71
Ганин С.В., 130
Гарипов И., 39
Гончар А.Н., 147
Горбунов А.С., 56, 60
Гордеева М.И., 76, 79, 86
Горо С., 201
Городниченко В.И., 13
Горюхин М.О., 52
Гостев А.В., 126
Гридин А.В., 141
Гришина А.Ю., 187
Грузд А.Д., 134
Гунчин В.К., 194
Гусев Е.Л., 74
Гусева Е. Е., 194
Гусева Е.Е., 22

Д

Данилевский А.А., 147
Данилин А.Н., 104
Дедова Д.В., 99
Дергачев А.Н., 153
Долотовский А.В., 122
Доманов К. И., 169
Дубинец А.О., 90, 94
Дхиман Г., 201
Дьяков Д.А., 37, 180

Е

Емельяненко К.А., 69

Еременко В.В., 52
Еремин Н.В., 207
Ерёмин С.А., 88
Ершов В.В., 9
Ершов В.С., 176
Есипович О.А., 153
Ефремов А.В., 187
Ефремов А.Е., 115
Ефремов Е.В., 187

Ж

Желонкин М.В., 164
Жеребцов А.А., 35
Жигулин И.Е., 69
Житков Ю.Б., 197, 209
Жихарева И. В., 120
Жульева А.Д., 118
Журавлёв В.П., 139

З

Забрусков А.В., 231
Зайцев С.В., 115
Зайцева Н.И., 100
Застровская А.А., 118
Зенкин В.Н., 219
Зуйко И.С., 79
Зыбин Е.Ю., 170, 171, 173

И

Ибришев К.К., 93
Илларионов К.Д., 90
Иовлева Е.Л., 115
Иргалеев И.Х., 187
Исаева С.Ю., 112, 113
Исмагилов Ф., 39
Исмагилов Ф.Р., 35
Истомин С. Г., 169
Истратов Д.В., 130

К

Кара Г.Ю., 37
Каримов Р.Д., 56, 60
Карнет Ю.Н., 104
Катаев А.В., 157
Кирпичев И.Г., 151
Клыков П.П., 94
Ковалева Е.А., 13
Ковтун С.А., 164
Ковтунов С.С., 94
Коновалов Ф.Д., 24
Кононов Н.О., 93, 155
Константинов И.А., 158
Коробков Ю.Н., 128
Корольский В.В., 71
Корсун О.Н., 178, 191

Косьянчук В.В., 170, 171, 173
Красноперов Д.Г., 52
Кременчуцкий В.В., 62, 234
Крицкий Б.С., 189
Кругов А.А., 13
Кулешов А.А., 222
Кунько И.А., 197
Кустов О.Ю., 9
Кусюмов А.Н., 189
Кусюмов С.А., 189
Кутахов В.П., 161

Л

Лаврищева Л.С., 196
Лапин А.В., 171
Латонов В.В., 166
Латышев С.М., 41
Леликов М.А., 170, 173
Лобанов И.Е., 20
Лупуляк С.В., 100

М

Майсак М.В., 43, 234
Макарова И.В., 111
Максименко М.С., 219, 222, 225
Маланко Г.Е., 136
Мартиросов М.И., 99
Медведский А.Л., 99
Мелехин И.С., 209
Мелконян, Р. В., 228
Мельников С.В., 219, 222, 225
Миргазов Р.М., 189
Митрофанов О.В., 84, 91, 102, 106
Михайлов А.Е., 52
Михайлова А.Б., 52
Мищенко И.Б., 170, 173
Мошков П.А., 8, 28
Мухаметдинов Э.М., 111
Мякочин А.С., 20

Н

Насонов Ф.А., 228
Настас Г.Н., 180
Неверов А.С., 20
Никитин С.М., 104
Новоселов В.Н., 196

О

Орешенко Т.Г., 207
Острик А.В., 81

П

Пальчиковский В.В., 11
Пермяков А.П., 22, 155
Петрова А.А., 176

Писарев П.В., 26
Платошин Г.А., 170, 173
Погосян М.А., 8
Поджарская М.С., 199
Пономарева В.С., 123
Поплавский Б.К., 191
Постников В.Ю., 22
Прилипко Е.А., 88, 90
Прихошко С.М., 141, 147, 231
Прокопенко Д.А., 76, 79, 86
Пронин Е., 39
Пронин Е.А., 35
Протасова Н.А., 46
Пунтус А. А., 14

Р

Ревякина Н.А., 88
Рогинская Л.Э., 60
Род О.А., 82, 102
Рожков И.В., 37
Рыбак Л.А., 211
Рыманова А. Н., 194
Рябцева Е. О., 43

С

Савельев С.А., 48
Сагалович С.А., 29
Самойленко В.М., 76, 86
Самуленков Ю.И., 145
Сафин А.М., 141, 183
Сафин Р.М., 231
Сафоклов Б.Б., 130
Саяхов И., 39
Семенцов М. Н., 120
Сенюшкин Н.С., 56, 60
Серебрянский С.А., 17, 24, 29, 37, 43, 53, 58,
118, 136, 147, 215, 219
Сидорова Ю.Ю., 133
Скитова В.М., 211
Скобелев С.И., 225
Слезкин Д.В., 122
Соколов Я.А., 207
Староверов Н.Н., 196
Степанов Р.П., 189
Стрелец Д.Ю., 62, 192, 196, 212, 219
Стуловский А.В., 178
Сухочев П.Ю., 166

Т

Терешкин В.М., 56, 60
Тимушев С.Ф., 28, 205
Тинчурина Д.Р., 93, 155
Титов А.Е., 180, 183
Титов Е.И., 215, 234
Тихтей Ю.Н., 62, 136, 231
Торопылина Е.Ю., 84, 91

Трифонов М.Ю., 139
Трофимов А.А., 199
Трофимчук М.В., 183
Турбин Н.В., 71

У

Ушаков И.О., 53

Ф

Федюшкин А. И., 14
Фельдштейн В.А., 104
Фетисов М.А., 41
Филатова Я.А., 145, 151
Филиппова Н.А., 115

Х

Хакимьянов М.И., 56
Хан Т. А., 217
Хван А.В., 123
Ходина А.С., 97
Хомченко А.В., 99
Храмцов И.В., 9
Хуан Ч., 62
Хуртасенко А.В., 211

Ч

Чернецкий С. В., 66
Чинючин Ю.М., 134
Чулин М.И., 176
Чулков М.В., 33
Чэнь Лэй, 192

Ш

Шадрина Л.В., 112, 113
Шатохин А.П., 169
Шелков К.А., 102
Шигин А.О., 207
Шиндер Ю.К., 100
Широков М.В., 212
Шкурин М.В., 106
Шрамко К.К., 93, 155
Шубин В.А., 58

Ю

Юшкова О., 39
Юшкова О.А., 35

Я

Яблонский С.Н., 126
Ялалова З.И., 60



**2-я Международная научно-техническая конференция
«Скоростной транспорт будущего:
перспективы, проблемы, решения».
29 августа – 3 сентября 2023 года, Алушта.
Тезисы**

2nd International Conference
on High-Speed Transport Development
(HSTD 2023).
29 August - 3 September 2023, Alushta.
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 16.11.2023.
Объем 19,3 Мбайт. Электрон. текстовые данные. Заказ 1065.