

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

Тезисы

1st International Conference on High-Speed Transport Development (HSTD 2022)

Abstracts



ОУЦ «Алушта» МАИ
29 августа – 3 сентября

Alushta
29 August - 3 September

Федеральная территория «Сириус»
4-9 сентября

Federal territory «Sirius»
4-9 September

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

1st International Conference
on High-Speed Transport Development
(HSTD 2022)

Тезисы

Abstracts

ОУЦ «Алушта» МАИ
29 августа – 3 сентября 2022 года

Федеральная территория «Сириус»
4-9 сентября 2022 года

УДК 629
ББК 39я43
С23

С23 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– 13,2 Мб [Электронное издание].

1st 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. – 13,2 MB. [Electronic edition].

ISBN 978-5-00204-594-5

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 978-5-00204-594-5

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2022

Организатор
Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

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

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

Члены комитета:

Бакулин Владимир Николаевич – к.т.н., ведущий научный сотрудник ИПРИМ
РАН;

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

Булакина Мария Борисовна – директор IT-центра, МАИ;

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

Катаев Андрей Александрович – начальник лаборатории «Математическое
моделирование», МАИ;

Клиновский Роман Юрьевич – директор ДПНПП, МАИ;

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

Назаров Егор Вадимович – начальник лаборатории «Композиционные
материалы», МАИ;

Одинцова Наталья Виктровна – начальник НИО-1, МАИ;

Осяев Анатолий Тимофеевич – д.т.н., профессор, РУТ (МИИТ);

Половина Ирина Васильевна – специалист ДПНПП, МАИ;

Равикович Юрий Александрович – д.т.н., и.о. проректора по научной работе,
МАИ;

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

Смагин Денис Игоревич – начальник лаборатории «Энергетические системы»,
МАИ;

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

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

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

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

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

Члены комитета:

Бакулин Владимир Николаевич – к.т.н., ведущий научный сотрудник, ИПРИМ РАН;

Бекжанова Сауле Ертаевна – д.т.н., профессор, Академия логистики и транспорта, Алматы, Казахстан;

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

Губайдуллин Дамир Анварович – д.ф.-м.н., чл.-корр. РАН, руководитель, Институт механики и машиностроения КазНЦ РАН;

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;

Киселев Михаил Анатольевич – д.т.н., заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов, МГТУ ГА;

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

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

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

Осяев Анатолий Тимофеевич – д.т.н., профессор, РУТ (МИИТ);

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

Стрижак Сергей Владимирович – к.т.н., профессор каф. 806, МАИ;

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

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

Tai Jin – доцент кафедры аэронавтики, Чжэцзянский университет, Китай;

Jiaqi LUO – профессор кафедры аэронавтики, Чжэцзянский университет, Китай;

Zhongliang Jing – профессор, Шанхайский Университет Цзяо Тун, Китай;

Xingqun Zhan – профессор, Шанхайский Университет Цзяо Тун, Китай;

Sandeep Saha – профессор, Индийский технологический институт в Харагпуре, Индия.

Organizer
Moscow Aviation Institute (National Research University)

ORGANIZING 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**)

Bakulin Vladimir Nikolaevich – Candidate of Technical Sciences, Leading Researcher, Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences;

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

Bulakina Maria Borisovna – Director of the IT Center, 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);

Kataev Andrey Alexandrovich – Head of the Laboratory "Mathematical Modeling", 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);

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)

Nazarov Egor Vadimovich – Head of the Laboratory "Composite Materials", Moscow Aviation Institute (National Research University)

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

Osyayev Anatoly Timofeevich – Doctor of Technical Sciences, Professor, Russian University of Transport (MIIT);

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

Ravikovich Yury Aleksandrovich – Doctor of Technical Sciences, Acting Vice-Rector for Scientific Work, Moscow Aviation Institute (National Research University);

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

Smagin Denis Igorevich – Head of the Laboratory "Energy Systems", 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);

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

PROGRAMM 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)

Bakulin Vladimir Nikolaevich – Candidate of Technical Sciences, Leading Researcher, Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences;

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

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

Gubaidullin Damir Anvarovich – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Institute of Mechanics and Engineering - Subdivision of the Federal State Budgetary Institution of Science "Kazan Scientific Center of the Russian Academy of Sciences"

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;

Kiselev Mikhail Anatolyevich – Doctor of Technical Sciences, Head of the Department of Aerodynamics, Design and Strength of Aircraft, Moscow State Technical University of Civil Aviation

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

Matveenko 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

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

Osyayev Anatoly Timofeevich – Doctor of Technical Sciences, Professor, Russian University of Transport (MIIT);

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

Strizhak Sergey Vladimirovich – Candidate of Technical Sciences, Professor of the Computational Mathematics and Programming Department, 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);

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

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ И ПРОБЛЕМЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ	8
INTELLIGENT CONTROL AND FLIGHT SAFETY	8
КОНСТРУКЦИЯ, ПРОЧНОСТЬ, НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ	41
STRUCTURAL DESIGN, STRENGTH, NEW MATERIALS	41
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ И СИЛОВЫЕ СИСТЕМЫ	94
ENERGY AND POWER SYSTEMS	94
ЦИФРОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ЖИЗНЕННОМ ЦИКЛЕ СКОРОСТНОГО ТРАНСПОРТА ...	138
DIGITAL TECHNOLOGIES IN THE LIFE CYCLE OF HIGH-SPEED TRANSPORT	138
МАРКЕТИНГ, КОНЦЕПЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ И СЕРТИФИКАЦИЯ	196
MARKETING, APPLICATION CONCEPTS AND CERTIFICATION.....	196
АЭРОДИНАМИКА И СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	210
AERODYNAMICS AND POWER PLANT	210
ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ	222
TRANSPORT AND TECHNOLOGICAL SYSTEMS BASED ON HIGH-SPEED VEHICLES	222
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	230
INDEX	230

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ И ПРОБЛЕМЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ

INTELLIGENT CONTROL AND FLIGHT SAFETY

Интеллектуализация управления авиационными системами.

Проблемы и направления исследований

Кутахов В.П.¹, Титов А.Е.¹

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

В настоящее время в авиации и в военной авиации и главным образом в ней можно выделить две проблемы, связанные с формированием будущего развития, будущего облика авиационных систем. Облика способов и путей её применения в военных столкновениях. Это выбор ключевых направлений для создания конкурентоспособных авиационных систем и определение путей и принципов управления в них [1, 2].

Авиационные системы будущего – это не летательные аппараты или подразделения отдельных летательных аппаратов, это система, совокупность аппаратов, совместно решающих общую задачу. Эпоха применения отдельных самолетов прошла, перспектива – это групповое применение. В связи с этим, можно утверждать, что следующий этап развития – это сложные крупномасштабные авиационные системы. Комплекс 6-го поколения - это не самолет 6-го поколения. Это группа глубоко информационно связанных разнородных пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, выполняющих различные функции в рамках взаимодействия для совместного решения сложной многокомпонентной задачи [3].

Автономное применение требует глубокой масштабной интеллектуализации, наличия развитого интеллекта на борту, способности самостоятельно оценивать обстановку и принимать решения, управлять конфигурацией группы [4]. Интеллектуализация – это резкое повышение информационной насыщенности, осведомленности о внутреннем и внешнем состоянии аппарата и группы, создание гибкой высокоскоростной системы обмена данными, глубокое развитие принципов управления, в том числе группой, и принятия решений. В интеллектуализации определенное значительное место отводится технологиям искусственного интеллекта [5].

Интеллектуализация может рассматриваться как самостоятельное, но ключевое направление развития авиации среди других направлений. В интеллектуализации мы выделяем три главных направления – интеллектуализация действий группы летательных аппаратов, включая и беспилотные со своей ролью и местом. Это интеллектуализация летательного аппарата и его систем – САУ, двигателя, комплекса бортового оборудования, оружия, систем интерфейса с экипажем. И самостоятельного направления – интеллектуализация промышленно-производственного потенциала, без которого не решить других проблем [6, 7].

Важно отметить постоянно возрастающую роль искусственного интеллекта (ИИ) в интеллектуализации авиационных систем. Исследования по ИИ развиваются взрывным характером и обещают значительный эффект. Но ведь и технологии ИИ оперируют принятием решений. Правда на основе нетрадиционных методов оперирования с сигналами. Важно отметить оценку места технологий ИИ в управлении военными системами. Общая задача управления группой, общая задача управления системой должна быть структурирована и интерпретируема применительно к возможности решения её фрагментов методами и технологиями ИИ.

Литература

1. Развитие информационных технологий и их влияние на облик боевых действий XXI века / Кутахов В.П. – Известия РАН, выпуск 112, 2020. С. 11-16.

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. 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 / Кутахов В.П. 2018. С. 34-36.

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. Технологии искусственного интеллекта в управлении группировками беспилотных летательных аппаратов Беспилотная авиация: состояние и перспективы развития: II Всероссийская научно-практическая конференция (11-12 марта 2020 г.). / Кутахов В.П., Настас Г.Н., Титов А.Е. – Воронеж. ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020.

6. Крупномасштабные авиационные системы с беспилотными летательными аппаратами – новая парадигма боевых действий / Кутахов В.П., Титов А.Е. – Воздушно-космические силы. Теория и практика, выпуск 19, 2021. С. 212-221.

7. 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.

Intellectualization of aviation systems management.

Problems and research directions

Kutakhov V.P.¹, Titov A.E.¹

¹ National Research Center "Zhukovsky Institute", Moscow, Russia

At present time, in aviation and in military aviation, and mainly in it, two problems can be distinguished related to the formation of the future development, the future shape of aviation systems, the shape of the methods and ways of its application in warfare. This is the choice of key areas for creating competitive aviation systems and the definition of ways and principles of their management [1, 2].

The future aviation systems are not simply aircrafts or units of individual aircraft, but a system, a set of vehicles that collectively solve a common problem. The era of the use of individual aircraft has passed; the main perspective is a group application. In this regard, it can be argued that the next stage of development is complex large-scale aircraft systems. The 6th generation complex is not a 6th generation aircraft. This is a group of deeply information-related heterogeneous manned and unmanned aerial vehicles that perform various functions within the framework of interaction for the collective solution of a complex multicomponent task [3].

Autonomous application requires deep large-scale intellectualization, the presence of developed intelligence on board, the ability to independently assess the situation and make decisions, and manage the configuration of the group [4]. Intellectualization is a great increase in information saturation, awareness of the internal and external state of the aircraft and the group itself, the creation of a flexible high-speed data exchange system, the deep development of the principles of management, including the group, and decision-making. In intellectualization, a certain significant place is given to artificial intelligence technologies [5].

Intellectualization can be considered as an independent, but a key direction in the development of aviation among other areas. In intellectualization, we distinguish three main areas - the intellectualization of the actions of a group of aircraft, including unmanned aerial vehicles with their own role and place. This is the intellectualization of the aircraft and its systems – automatic control systems, engines, onboard equipment, weapons, and interface systems with the crew. And an independent direction - the intellectualization of industrial and production potential, without which it is impossible to solve other problems [6, 7].

It is important to note the constantly increasing role of artificial intelligence in the intellectualization of aircraft systems. Artificial intelligence research is disruptive and promises significant impact. But artificial intelligence technologies also operate with decision-making, but it can be based on non-traditional methods of operating with signals. It is important to note the assessment of the place of artificial intelligence technologies in the management of military systems. The general task of managing a group, the general task of managing a system should be structured and interpreted in relation to the possibility of solving its fragments using artificial intelligence methods and technologies.

References

1. The development of information technologies and their influence on the appearance of military operations of the XXI century / Kutakhov V.P. - Izvestiya RARAN, issue 112, 2020. pp. 11-16.

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. 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 / Kutakhov V.P. 2018. P. 34-36.

4. Serebryansky, S.A. 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 September, 2021. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.

5. Artificial Intelligence Technologies in Group Management of Unmanned Aerial Vehicles. Unmanned Aviation: Current Status and Development Perspectives: II All-Russian Scientific and Practical Conference (March 11-12, 2020). / Kutakhov V.P., Nastas G.N., Titov A.E. - Voronezh. VUNTS VVS "VVA", 2020.

6. Large-scale aviation systems of unmanned aerial vehicles - a new paradigm of military operations / Kutakhov V.P., Titov A.E. - Aerospace Forces. Theory and Practice, Issue 19, 2021, pp. 212-221.

7. 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, October 01-03, 2019. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.

Интеллектуализированный интерфейс, упрощающий процесс пилотирования на этапе посадки

Воронка Т.В.¹, Тяглик М.С.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Интеллектуализированные интерфейсы призваны взять на себя часть функций летчика, сделав процесс управления для него максимально простым и интуитивно понятным.

Анализ статистики авиационных происшествий, выполненный за последние 30 лет, показывает, что на этапе посадки происходит порядка 54% катастроф, при этом доля ошибок пилотов составляет 66% от всех авиационных происшествий [1].

В этой связи является целесообразным сознание интеллектуализированного интерфейса, позволяющего упростить летчику процесс пилотирования на этапе посадки даже в условиях сильной атмосферной турбулентности.

В качестве такого интерфейса может выступать перспективная система отображения информации, прогнозирующая движение самолета и визуализирующая заданную траекторию движения. При этом в среднем диапазоне частот, в которых работает летчик, должен обеспечиваться наипростейший характер его действий при минимизации рассогласования текущих параметров движения от заданных.

В работе такая система отображения информации представляет из себя трехмерный коридор, охватывающий глиссаду и построенный вплоть до момента посадки, в котором на определенном расстоянии от самолета показано сечение коридора с обозначенным центром, в который при пилотировании летчик должен целиться прогнозным вектором скорости, спроецированным на сечение коридора. При этом дальность до сечения коридора и закон движения прогнозного вектора скорости выбираются исходя из обеспечения максимальной точности при отслеживании глиссады и обеспечения наипростейших действий летчика при пилотировании [2,3].

Оценка эффективности такой системы отображения информации осуществлялась путем проведения экспериментальных исследований на пилотажном стенде МАИ, в том числе и в условиях сильной атмосферной турбулентности (сдвига ветра, вызванного микровзрывом, а также вихревым следом от ранее пролетевшего самолета).

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 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Литература

1. Safety Report, 2018, IATA
2. Efremov A.V., Tiaglik M.S., “The development of perspective displays for highly precise tracking task in the book”, Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control, Springer, 2011, pp. 163-174
3. Efremov, A.V., Tiaglik, M.S., Irgaleev, I.Kh., Pilot Behavior Model in Pursuit and Preview Tracking Tasks, AIAA Science and Technology Forum and Exposition, AIAA SciTech Forum 2022, 2022, pp. 1–15, AIAA 2022-0213

Intellectualise interface that simplifies the piloting process at the landing stage

Voronka T.V.¹, Tyaglik M.S.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The intellectualized interfaces are designed to take over part of the functions of the pilot, which make the control process simple and intuitive by understandable for him.

An analysis of accident statistics over the past thirty years shows that about 54% of accidents occur at the landing phase of flight, while the share of pilot errors is 66% of all accidents.[1]

In this context, it is appropriate to create an intellectualized interface that allows the pilot to simplify the piloting process at the landing, even in the case when the aircraft getting into intensive atmospheric turbulence.

Such an interface can be a promising information display system that predicts the aircraft motion and visualizes a predetermined trajectory. At the same time, in the medium frequency range in which the pilot works, the simplest nature of his actions should be ensured while minimizing the mismatch between the current motion parameters and the specified ones.

In this paper, such an information display system is a 3-dimensional tunnel, covering the glide slope and built up to the touchdown. At a certain distance from the aircraft, a cross-section of the tunnel with a designated center is shown, at which the pilot should aim with a predictive velocity vector projected on the cross-section of the tunnel. At the same time, the distance between a pilot and cross-section and the metric of predictive law are selected by ensuring maximum precision when tracking the glide slope and ensuring the simplest type of the pilot behavior [2, 3].

The effectiveness of such information display was assessed by performing the experiments at the MAI flight simulator, including in conditions of intensive atmospheric turbulence (wind shear caused by a microburst, and a vortex wake from a formerly flown aircraft as well).

References

1. Safety Report, 2018, IATA
2. Efremov A.V., Tiaglik M.S., “The development of perspective displays for highly precise tracking task in the book”, Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control, Springer, 2011, pp. 163-174
3. Efremov, A.V., Tiaglik, M.S., Irgaleev, I.Kh., Pilot Behavior Model in Pursuit and Preview Tracking Tasks, AIAA Science and Technology Forum and Exposition, AIAA SciTech Forum 2022, 2022, pp. 1–15, AIAA 2022-0213

Обеспечение отказоустойчивости сверхзвукового пассажирского самолета за счет гибридного подхода к реконфигурации бортового оборудования и систем

Гласов В.В.¹, Зыбин Е.Ю.¹, Косьянчук В.В.¹

¹ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Для повышения уровня безопасности полетов при возникновении отказов бортового оборудования и систем сверхзвукового пассажирского самолета предлагается использовать параметрические и непараметрические методы реконфигурации, основанные на аппаратной или функциональной избыточности.

Целью параметрической реконфигурации является определение матрицы реконфигурации, обеспечивающей полное совпадение параметров модели с работоспособными элементами и модели с реконфигурацией. Параметрические методы эффективны, когда точно известны параметры модели. В зависимости от точности модели применяются оптимальные, робастные и ограниченные решения [1–3]. Однако при высоком уровне параметрических неопределённостей, вызванных неидентифицируемостью моделей и внешними возмущениями, параметрическая теория систем становится неприменимой.

Целью непараметрической реконфигурации является нахождение управления, обеспечивающего заданный вектор состояния модели в условиях полной параметрической неопределенности без наличия информации о параметрах модели. В этом случае реконфигурация осуществляется с использованием условия разрешимости уравнения идентификации параметров модели только на основе информации о текущих и предыдущих значениях векторов измерений и управлений [4]. Данный подход требует пересчёта закона управления в регуляторе на каждом шаге дискретизации.

Наибольшую эффективность обеспечивают гибридные регуляторы, в которых параметры и структура законов реконфигурации синтезируются параметрическими методами, а их коррекция в условиях параметрической неопределённости осуществляется непараметрическими методами. Для реализации гибридного подхода, сочетающего в себе все плюсы обоих методов реконфигурации, можно реализовать систему реконфигурации с параметрическим регулятором и, рассматривая ее как новый объект управления, обеспечивать заданную точность управления при наличии параметрических неопределенностей с помощью непараметрического регулятора.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-11-2020-024.

Литература

1. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Кульчак А.М. Аналитическое решение задачи оптимальной реконфигурации системы управления летательного аппарата при отказе нескольких органов управления // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 7. С. 59–66.

2. Кульчак А.М., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю. Реконфигурация комплексной системы управления воздушного судна при отказах приводов с учетом ограничений на управление // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 6. С. 65–78.

3. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Кульчак А.М., Сапожников А.В. Робастная к изменению режима полета реконфигурация управления воздушным судном при отказах приводов // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2014. №2. С. 331–336.

4. Гласов В.В., Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В. Управление летательным аппаратом в условиях параметрической неопределенности // Труды ГосНИИАС. Вопросы авионики. 2019. 3 (43). С. 41–52.

Ensuring the fault tolerance of a supersonic passenger aircraft through a hybrid approach to the reconfiguration of onboard equipment and systems

Glasov V.V.¹, Zybin E.Yu.¹, Kosyanchuk V.V.¹

¹ GosNIAS, Moscow, Russia

To increase the level of flight safety in the cases of failures of on-board equipment and systems of a supersonic passenger aircraft, it is proposed to use parametric and non-parametric reconfiguration methods, based on hardware or functional redundancy.

The purpose of parametric reconfiguration is to determine the reconfiguration matrix, that ensures complete matching of the model parameters with operable elements and the model with reconfiguration. Parametric methods are effective when the model parameters are known exactly. Depending on the accuracy of the model, optimal, robust or limited solutions are used [1–3]. However, at a high level of parametric uncertainties caused by unidentifiable models and external perturbations, parametric theory of systems becomes unapplicable.

The goal of nonparametric reconfiguration is to find a control that provides a given model state vector under conditions of complete parametric uncertainty without information about the model parameters. In this case, the reconfiguration is carried out using the condition of solvability of the model parameter identification equation only on the basis of information about the current and previous values of the measurement and control vectors [4]. This approach requires recalculation of the control law in the controller at each discretization step.

The highest efficiency is provided by hybrid controllers, in which the parameters and structure of the reconfiguration laws are synthesized by parametric methods, and their correction under conditions of parametric uncertainty is carried out by non-parametric methods. To implement a hybrid approach that combines all the advantages of both methods of reconfiguration, it is possible to implement a reconfiguration system with a parametric controller and, considering it as a new control object, provide a given control accuracy in the conditions of parametric uncertainties using a nonparametric controller.

The study was financially supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation under agreement No. 075-11-2020-024.

References

1. Zybin E.Yu., Kosyanchuk V.V., Kulchak A.M. Analytical solution of the problem of optimal reconfiguration of the aircraft control system in case of failure of several controls. Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie. 2014. No. 7. pp. 59–66.

2. Kulchak A.M., Kosyanchuk V.V., Zybin E.Yu. Reconfiguration of the complex aircraft control system in case of drive failures, taking into account control restrictions. Scientific Bulletin of MSTU GA. 2018. V. 21, No. 6. pp. 65–78.

3. Zybin E.Yu., Kosyanchuk V.V., Selvesyuk N.I., Kulchak A.M., Sapozhnikov A.V. Robust to change the flight mode reconfiguration of aircraft control in case of drive failures // Scientific readings on aviation dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky. 2014. No. 2. pp. 331–336.

4. Glasov V.V., Zybin E.Yu., Kosyanchuk V.V. Aircraft control under parametric uncertainty // Proceedings of GosNIIAS. Avionics issues. 2019. 3 (43). pp. 41–52.

Сравнительный анализ сплайн-аппроксимации и калмановской фильтрации в задаче сглаживания полетных данных

Корсун О.Н.^{1,2}, Горо Секу¹

¹МАИ, Г.Москва, Россия

²ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Сверхзвуковая технология - одна из ключевых технологий будущего в авиации. Эта технология рассматривает летательные аппараты, способные превышать скорость звука. Однако превышение этой скорости приводит к изменению температуры конструкции самолета. Действительно, установленные на самолете датчики, которые позволяют собирать информацию о параметрах эксплуатации самолета, подвержены влиянию сверхзвуковых факторов, что снижает их точность. До тех пор сверхзвуковые технологии интересовали только военных, но в настоящее время ими заинтересовалась и гражданская авиационная промышленность. Бортовые измерения необходимы для стабилизации, управления, безопасности и даже для улучшения характеристик сверхзвуковых самолетов. Поэтому важно комбинировать методы и средства для коррекции параметров, предоставляемых датчиками.

На самом деле необходимость использования фильтров Калмана как для снижения шумов, так и для оценки сигнала очень велика, поскольку они позволяют не только прогнозировать параметры, но и исправлять ошибки в датчиках, а также в самой модели. Одним из самых простых и точных вариантов фильтра Калмана является фильтр взвешенный Калмана [1].

Метод аппроксимации сплайнов использует метод аппроксимации сегментами; сегменты соединяются друг с другом так, чтобы их соединения были гладкими. Категория сплайнов, наиболее часто используемых при обработке сигналов, - это В-сплайн [2]. Однако во многих статьях показано преимущество кубических сплайнов перед сплайнами степени больше трех, которые приводят к ошибкам оценки [2, 3].

В докладе проводится экспериментальное сравнение между подходом стохастической фильтрацией и методом сплайновой аппроксимации для объединения информации с целью повышения точности оценок параметров ЛА.

Литература

1. Э. А. Ван и Р. Ван Дер Мерве, "Фильтр Калмана взвешенный для нелинейной оценки", Материалы симпозиума IEEE 2000 по адаптивным системам для обработки сигналов, связи и управления (Cat. № 00EX373), 2000, с. 153-158, doi: 10.1109 / AS SPCC.2000.882463.

2. М. Свобода, Л. Матиу-Иован, Ф. М. Фригура-Илиаса и П. Андеа, "Метод интерполяции В-сплайнов для цифровой обработки сигналов", Международная конференция 2015 года по информационным и цифровым технологиям, 2015, стр. 366-371, doi: 10.1109 /DT.2015.7222998.

3. Гуторов А.С., Кукин А.Е. Алгоритм оценки данных траектории цели с использованием сглаживающего сплайна. Вестник науки и образования № 7(43) 2018. Том 1, с.11-14.

A comparison between stochastic filtering approach and spline approximation in flight data smoothing

Korsun O.N.^{1,2}, Goro Sekou¹

¹MAI, Moscow, Russia

²GosNIIAS, Moscow, Russia

Supersonic technology is one of the key technologies of the future in aeronautics. It considers aircraft capable of exceeding the speed of sound. However, exceeding this speed causes changes in temperature on the aircraft structure and induces other effects. Indeed, the sensors mounted on the aircraft, which make it possible to collect information on aircraft exploitation parameters, are affected by the supersonic aspects, thus reducing their accuracies. Until then, supersonic technology was of interest only in the military, but nowadays, the civil aviation industry is also interested in it. The onboard measurements are necessary for the stabilization, the control, the safety and even for performance improvement of an aircraft. It is therefore important to combine methods, means and data (data fusion) in order to correct the parameters provided by the sensors.

In reality, the need to use Kalman filters in noise reduction as well as in signal estimation is very great, because it has the ability 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 filter variant is the Unscented Kalman filter [1].

The spline approximation method uses the segment approximation technique; the segments are joined against each other, so that their junctions are smooth. The category of splines most used in signal processing is the B-spline [2]. However, many articles have shown the advantage of cubic splines over splines of degree greater than three, which lead to estimation errors [2, 3].

In this report, an experimental comparison is conducted between Kalman filter approach and spline approximation method to combine information in order to increase the accuracy of aircraft parameter estimations.

References

1. 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.

2. 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.

3. Gutorov A.S., Kukin 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.

Разработка закона управления регулятора с использованием альтернативных средств автоматизации на этапе посадки для сверхзвукового

пассажирского самолета

Гришина А.Ю.¹, Ефремов А.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящей работе предложен алгоритм системы управления, предполагающий использование на сверхзвуковом пассажирском самолете второго поколения дополнительного органа непосредственного управления подъемной силой (ОНУПС) [2]. Это позволит обеспечить «развязку» линейного и углового движения с целью улучшения пилотажных характеристик [3], а также снизить воздействие перегрузок на экипаж и пассажиров при попадании в интенсивную атмосферную турбулентность. В работе также исследуется целесообразность интеграции ОНУПС и перспективной системы отображения информации с прогнозной индикацией [1-2].

Экспериментальные исследования проводились в МАИ на подвижном

пилотажном стенде, где выполнялась задача посадки самолета.

Исходя из полученных в экспериментальных исследованиях результатов можно сделать следующие выводы. Интегрирование НУПС с прогнозным дисплеем:

- В 35 раз уменьшает СКО по углу атаки;
- В 11 раз уменьшает СКО по нормальной перегрузке.
- В 20 раз уменьшает СКО по боковой координате Z ;
- Почти в 9 раз уменьшает СКО по углу крена.

Уменьшение СКО крена и боковой координаты связано с уменьшением загрузки летчика в продольном канале и ростом доли внимания, уделяемой им боковому движению.

- В 29 раз уменьшает СКО по высоте H ;
- В 6 раз уменьшает СКО по углу тангажа;
- Почти в 6 раз уменьшается СКО расхода рычага управления по тангажу x_B ;
- В 9 раз уменьшается СКО расхода рычага управления по крену x_e ;
- Также на 20 процентов снижаются расходы РУД.

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 «16» ноября 2020 г. № 075-15-2020-924).

Литература

1. Ефремов А.В., Тяглик М.С., «Разработка средств отображения информации для авиационной техники, обеспечивающих высокоточное пилотирование», журнал Полет №11, декабрь 2010.

2. А. В. Ефремов, А. В. Кошеленко, М. С. Тяглик «Разработка структуры и алгоритмов системы управления, предусматривающих использование дополнительных органов управления», Вестник МАИ, 2009.

3. Ефремов А.В., Оглоблин А.В. Методическое обеспечение исследований пилотажных свойств самолетов на пилотажных стендах и тренажерах. М: Машиностроение, Полет № 5 2001.

Development of a controller control law using alternative means of automation at the landing stage for a supersonic passenger aircraft

Grishina A.Y.¹, Efremov A.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Flight control system law, supposing the use a direct lift control device (DLC) [2] is proposed in this paper. It provides a decoupling the linear and angular motion, allows to improve flying qualities [3] and to decrease the effect of load factory acting on to the pilots and passenger due to the flight in intense atmospheric turbulence of the supersonic passenger aircraft (SPA). The expediently of integration DLC and perspective information indication system with predictive indication [1,2] is studied too.

Experiments were carried out at MAI moving base simulator where the landing task was performed by operators. The experiments on integration of DLC with predictive display demonstrated the improvement of all characteristics in comparison with the version of conventional type of motion mode and primary flight display. In particular:

- The root mean square (RMS) of angle of attack decreased by a factor of 35;
- The RMS of a load factor decreased by a factor of 11;
- The RMS lateral coordinate decreased by a factor of 20;
- The RMS of roll angle decreased by a factor of 9;

The decrease in the RMS of the roll and lateral coordinates can be explain by the decrease of pilots work load in the longitudinal channel. It allowed to track more precisely in

the lateral channel and causing an increase of share of attention which pilots paid to the lateral channel.

- The RMS of altitude decreased by a factor of 29;
- The RMS of pitch angle decreased by a factor of 6;

All characteristic defining of pilots control outputs improved significantly as well.

The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center "Supersonic" in 2020-2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement 16 Nov 2020 № 075-15-2020-924).

References

1. Efremov A.V., Tyaglik M.S., "Development of information display tools for aviation equipment, providing highly accurate piloting", Polet magazin No.11, December 2010.

2. A.V. Efremov, A.V. Koshelenko, M.S. Tyaglik "Development of the structure and algorithms of the control system, involving the use of additional controls", Vestnik MAI, 2009.

3. Efremov A.V., Ogloblin A.V. "Methodical support for research handling qualities of aircraft on a ground-based station and simulators. M: Mechanical Engineering, Flight No.5 2001.

Интеграция нелинейного префильтра с рычагами управления сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения

Ефремов Е.В.¹, Ефремов А.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящей работе был выполнен комплекс экспериментальных исследований на пилотажном стенде. В качестве объекта управления была использована нелинейная модель сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения, включающая привод и систему управления. Были исследованы различные типы рычага управления [1]: центральный и боковой; а также различные способы формирования управляющего сигнала: сигнал пропорциональный перемещению рычага (рычаг типа DSC (Displacement Sensing Control)) и сигнал, пропорциональный прикладываемым к нему усилиям (рычаг типа FSC (Force Sensing Control)). В тракт управления введена упрощенная модель привода с возможностью варьирования значений максимальной скорости отклонения. Для обеспечения безопасной работы привода предложено установить нелинейный префильтр, который состоит из ограничителя скорости, систем, компенсирующих фазовое запаздывание этого ограничителя, и системы, которая в случае выхода рулевой поверхности на ограничение по скорости отклонения уменьшает сигнал, подаваемый на исполнительное устройство.

В ходе каждого эксперимента оператором решалась задача компенсаторного слежения угла тангажа [2,3].

Результаты исследований в условиях, когда у привода нет ограничений, показали, что:

1) при управлении как центральным, так и боковым рычагом типа FSC по сравнению с DSC дисперсия сигнала ошибки в 1.5 раза меньше

2) при управлении как боковым рычагом типа DSC, так и боковым рычагом FSC по сравнению с центральным точность выполнения задачи в 1.5 раза лучше

В условиях ограничений на скорость отклонения привода 15 град/с при управлении центральным рычагом типа DSC и FSC точность пилотирования ухудшается в 4.5 раз и в 2.7 раза соответственно по сравнению со случаем, когда на приводе ограничений нет. При использовании бокового рычага точность ухудшается в 1.3 раза в случае DSC и в 1.5 раза в случае FSC.

Установка нелинейного префильтра [4-6] позволяет уменьшить время, которое привод находится на ограничении, а также, при управлении центральным рычагом улучшить точность пилотирования в 3 раза в случае DSC и в 1.3 раза в случае DSC по

сравнению со случаем, когда префильтр отсутствует. При управлении боковым рычагом точность пилотирования практически не изменяется.

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 17.05.2020 г. № 075-15-2022-1023).

Литература

1. Efremov A.V., Mbikayi Z. Efremov E.V. Comparative study of different algorithms for a flight control system design and the potentiality of their integration with a sidestick, Aerospace, Vol. 8, Issue 11, №290, 2021

2. А. В. Ефремов и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 343 стр., 1992

3. Ефремов А. В. «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», Москва, МАИ, 194 стр., 2017 г.

4. Efremov A.V., Shcherbakov A.I., Korzun F.A., Prodanik V.A. Perspective means of suppressing the pilot-induced oscillations. Aerospace MAI Journal, 2022, vol. 29, no.1

5. M. J. Chapa. A nonlinear pre-filter to prevent departure and/or pilot induced oscillations (PIO) due to actuator rate-limiting. America: Air Force Institute of Technology, 1999.

6. L. Rundqwist and R. Hillgren, "Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen," AIAA paper 96-3368, 1996.

Integration of nonlinear pre-filter with control arms of a second-generation supersonic passenger aircraft

Efremov E.V.¹, Efremov A.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

In the present work, a set of experimental investigations was performed on a fixed-base simulator. A nonlinear model of a second-generation supersonic passenger aircraft including actuator and flight control system was used. Different types of inceptor (central stick and side stick) and two types of pilot's control outputs [1]: a signal proportional to the inceptor movement (DSC (Displacement Sensing Control)) and a signal proportional to the forces applied to it (FSC (Force Sensing Control)) were studied. A simplified model of the actuator with the possibility of varying rate limiter is introduced in the control path. To provide flight safety it was suggested to install a nonlinear prefilter that consists of a rate limiter, compensator for the phase lag of this limiter, and additional prefilter reducing the signal to the actuator in case when the steering surface reaches the rate limiter.

During each experiment, the operator performed the pitch tracking task [2,3].

The results of the studies under conditions when the actuator has no limitation ($\dot{\delta}_e \rightarrow \infty$) demonstrated:

1) the error signal variance is 1.5 times smaller in case when operator was used both the central and side stick type FSC compared to DSC;

2) in case when both DSC side stick and FSC side stick were used the accuracy of the task is 1.5 times better compared to the central stick.

Under conditions of 15 deg/s rate limiter, the piloting accuracy is 4.5 times and 2.7 times worse with DSC type and FSC type of central stick control, respectively. When using a side stick, it is 1.3 times less with DSC and 1.5 times less accurate with FSC in comparison of case $\dot{\delta}_e \rightarrow \infty$.

Installation of a non-linear pre-filter [4-6] reduces the time that the actuator is on the limitation and, when controlled by the central stick, improves piloting accuracy by a factor of 3 in the case of DSC and 1.3 in the case of FSC compared to the case when the no pre-filter is absent. The piloting accuracy is virtually unchanged when the side stick is controlled.

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 17.05.2020 г. № 075-15-2022-1023).

References

1. Efremov A.V., Mbikayi Z. Efremov E.V. Comparative study of different algorithms for a flight control system design and the potentiality of their integration with a sidestick, Aerospace, Vol. 8, Issue 11, №290, 2021
2. Efremov A.V. Pilot as a dynamic system, Moscow, Mashinostroenie, 1992, 330 p.
3. Efremov, A.V. Pilot-Aircraft system. Regularities and mathematical models of pilot behavior; MAI, 2017.
4. Efremov A.V., Shcherbakov A.I., Korzun F.A., Prodanik V.A. Perspective means of suppressing the pilot-induced oscillations. Aerospace MAI Journal, 2022, vol. 29, no.1
5. M. J. Chapa. A nonlinear pre-filter to prevent departure and/or pilot induced oscillations (PIO) due to actuator rate-limiting. America: Air Force Institute of Technology, 1999.
6. L. Rundqwist and R. Hillgren, "Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen," AIAA paper 96-3368, 1996.

Синтез регулятора, построенного на принципе обратной динамики, и идентификация нелинейной модели продольного движения в режиме оффлайн

Корзун Ф.А.¹, Бикинеева А.П.¹, Ефремов А.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе исследуется принцип построения регулятора, основанного на принципе обратной динамики, и идентификация модели продольного движения сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) по результатам измерений реакций нелинейной модели в режиме оффлайн. В работе рассматривалась задача посадки самолета в условиях воздействий атмосферных возмущений.

Были проведены экспериментальные исследования с помощью полунатурного моделирования на наземной рабочей станции. Путем использования универсального метода коэффициентов Фурье [1,2] были получены эквивалентные частотные характеристики СПС и определены ее параметры, используемые для построения регулятора.

Была сформирована математическая модель системы «ЛА + регулятор» и проведены экспериментальные исследования на пилотажном стенде с системой подвижности. Полученные результаты исследований показали, что:

- использование нелинейного префильтра уменьшает потребные скорости отклонения приводов со значений более ± 150 град/сек до ± 30 град/сек. При этом также уменьшается время выхода на ограничения с 20% до 1% от продолжительности эксперимента, что уменьшает тенденцию к раскачке самолета летчиком;

- использование регулятора обратной динамики уменьшает среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки в 1.3 раза и уменьшает СКО расходов рычага управления в 2.6 раза. При этом частотная характеристика самолета приближается к интегрирующего звена $W_a \approx K_a / j\omega$;

- при введении в СУ СПС регулятора обратной динамики СКО при отслеживании глissады в условиях атмосферной турбулентности уменьшилось на 34% по высоте, а по боковой координате – на 10%, по сравнению с СУ без регулятора;

- при этом уменьшаются СКО угловых координат (угол атаки, угол крена, угол тангажа и др.) более чем в 2 раза, а также существенно снижается нагрузка летчика вследствие уменьшения расходов рычагов управления;

- при дополнительном использовании прогнозного дисплея вместе с фильтром обратной динамики точность отслеживания улучшилась в 11.2 раз и 13 раз по высоте и боковой координате соответственно.

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 «16» ноября 2020 г. № 075-15-2020-924).

Литература

1. Ефремов А. В. и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 343 стр., 1992;
2. Ефремов А. В. «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», Москва, МАИ, 194 стр., 2017 г.

Synthesis of a controller built on the principle of inverse dynamics and identification of a nonlinear model of longitudinal motion in offline mode

Korzun F.A.¹, Bikineeva A.P.¹, Efremov A.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report is dedicated to the design of a controller, based on the principle of inverse dynamics and offline identification of coefficients of supersonic passenger aircraft (SPA) linear longitudinal dynamic model based on the results of measurements of the nonlinear mathematical model responses. The landing task under the influence of atmospheric disturbances are considered in the research.

Experiments were performed using MAI ground based simulator. By using the unified method of Fourier coefficients [1,2], equivalent frequency characteristics of the SPA were obtained and their parameters were used for the controller design. Except it the prefilter for suppression of pilot induced oscillation (PIO) event was proposed as well.

A mathematical model of the "Aircraft + controller + prefilter" system was developed and experiments were performed on the moving base simulator. The obtained results showed that:

- the use of a non-linear prefilter reduces the required actuator deflection rates from more than ± 150 deg/sec up to ± 30 deg/sec. At the same time the duration during which the required rates are exceeded rate limiter reduced from 20% up to 1% dependency of the duration of trial. It reduces the tendency of PIO;

- the use of inverse dynamics controller reduces the root mean square (RMS) of error by a factor of 1.3 and reduced the pilot control output by a factor of 2.6, the aircraft frequency response characteristics approach to the integral $W_a \approx K_a / j\omega$;

- with the introduction of controller into the control system of SPA, the root mean square (RMS) when tracking the glide path in atmospheric turbulence conditions decreased by 34% in altitude, and by 10% in lateral coordinate, compared with the control system without the controller;

- at the same time, the angular coordinates (angle of attack, roll angle, pitch angle, etc.) were reduced by a factor of 2, and the pilot's workload is significantly reduced due to a reduction in the pilot control outputs;

- with the additional use of the prediction display combined with the inverse dynamics controller, the tracking accuracy improved by a factor of 11.2 and 13 in altitude and lateral coordinates, respectively.

The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center "Supersonic" in 2020-2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement 16 Nov 2020 № 075-15-2020-924).

References

1. A. V. Efremov «Pilot as dynamic system», Moscow, 1992;
2. A. V. Efremov «Pilot-vehicle system. Patterns and mathematical models of pilot behaviour», Moscow, 2017.

Системные методологии проектирования человеко-машинных интерфейсов перспективных самолетов

Корсун О.Н.¹, Простоквашин Г.А.¹, Глухова Э.Д.¹
¹ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Разработка сверхзвуковой авиационной техники является важным перспективным направлением развития авиационной составляющей транспортной инфраструктуры отечественной экономики, обусловленное географическим положением и размерами Российской Федерации. При этом должны быть применены все самые современные подходы и требования, предъявляемые к самолетостроению. В частности, эти требования затрагивают вопросы человеко-машинного взаимодействия экипажей и бортовых систем.

В настоящее время разработка человеко-машинных интерфейсов отечественных самолетов производится преимущественно методом аналогий на основе рассмотрения многолетнего опыта полетов на самолетах соответствующего типа. Недостаток такого подхода состоит в том, что новые разработки во многом «наследуют» облик интерфейсов предыдущих поколения авиационной техники. Поэтому возникает необходимость использования системных методологий проектирования, позволяющих разрабатывать новые интерфейсы в соответствии с актуальными функциями самолета и задачами экипажа.

Применение системных методов проектирования на ранних этапах предполагает также анализ эргономических требований к человеко-машинным интерфейсам [1]. Эти требования делятся на две основные группы: общеэргономические и функциональные [2].

К общеэргономическим требованиям относятся: антропометрия, досягаемость, обзорность, физиология, биомеханика, средовые факторы, удобство кресел, кодирование информации, органы управления и средства отображения информации и т.д.

К функциональным требованиям относятся: распределение функций управления между экипажем и автоматикой, анализ и описание функций и задач экипажа, наполнение интерфейса, включая кадры индикации, сигнализацию, пульты и панели управления, распределение функций управления между членами экипажа, а также алгоритмы и процедуры управления.

Выполнение общеэргономических требований обеспечивается с помощью методов традиционной эргономики, а также разработкой алфавита кодирования информации [2], [3].

Для обеспечения функциональных требований используются математические методы, а также методы системного анализа. К числу математических методов можно отнести сети Петри – для моделирования работы экипажа [4], а к методам системного анализа – построение деревьев задач [5], позволяющим обобщать лётный опыт экспертов.

В докладе рассмотрено применение системных методов [6] для повышения эффективности разработки человеко-машинных интерфейсов перспективных сверхзвуковых самолетов.

Литература

1. NASA/TM-2006-214535 NESC-RP-06-108/05-173-E: Design, Development, Testing, and Evaluation: Human Factors Engineering (National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center Hampton, Virginia, 2006)
2. А. Н. Анохин. Н. А. Назаренко. Проектирование инетрфейсов. //Человеко-машинные системы, Биотехносфера, 2010, №2(8). С. 21-27.
3. М. А. Glukhov Application of in-house software to improve the design process of multifunctional aircraft indicators and control panels / Glukhov M. A., Glukhova E. D., Marunkov P. A., Barulin A. S. Текст: электронный // Journal of Physics: Conference Series,

Volume 1864, 13th Multiconference on Control Problems. – 2020. – URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1864/1/012118>

4. S. Mamessier, K. Feigh HTA-Based Tracking of Pilot Actions in the Cockpit / Advances in Physical Ergonomics and Human Factors. 2016. (pp.93-103). DOI:10.1007/978-3-319-41694-6_10 – URL: https://www.researchgate.net/publication/305214142_HTA-Based_Tracking_of_Pilot_Actions_in_the_Cockpit

5. Creissac Campos J. Supporting the Analysis of Safety Critical User Interfaces: An Exploration of Three Formal Tools / Creissac Campos J., Fayollas C., D. Harrison M., Martinie C., Masci P., Palanque P. – Текст: электронный // ACM Transactions on Computer-Human Interaction. – Vol. 6. – No. 4. – pp 341–369. – URL: <https://dl.acm.org/doi/10.1145/331490.331493>

6. Hu Y. Civil Aircraft Flight Crew Operation Procedure Design Method Based on System Engineering / Hu Y., He S., Ma X. – Текст: электронный // ICASIT 2020: Proceedings of the 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. – 2020. – ISBN: 978-1-4503-7576-4. – Pages 336–341. – URL: <https://doi.org/10.1145/3434581.3434692>

System methodologies for designing human-machine interfaces for advanced aircraft

Korsun O.N.¹, Prostokvashin G.A.¹, Glukhova E.D.¹

¹GosNIIAS, Moscow, Russia

The development of supersonic aviation technology is an important part of the aviation component of the transport infrastructure of the Russian economy, due to the geographical location and size of the Russian Federation. It is necessary to apply all the most modern approaches and requirements. In particular, these requirements affect the issues of human-machine interaction between crews and on-board systems.

At present, the development of aircraft human-machine cockpit interfaces usually is carried out by the analogy method: which is based on the analysis of many years of flying experience. As the result the new interfaces are very close to the previous one. Therefore, there is a need to use system design methodologies that enables developing new interfaces in accordance with the actual functions of the aircraft and the tasks of the crew.

The application of system design methods in the early stages involves an analysis of the requirements for human-machine interfaces, that is, the requirements of ergonomics [1]. These requirements are divided into two main groups: general ergonomic and functional requirements [2].

General ergonomic requirements include: anthropometry, reach, visibility, physiology, biomechanics, environmental factors, seat comfort, information coding, controls and information display tools, etc.

Functional requirements include: distribution of control functions between the crew and automation, analysis and description of the functions and tasks of the crew, and the content of the interface, including display frames, alarms, consoles and control panels. Besides the distribution of control functions between crew members must be considered, as well as control algorithms and procedures.

The fulfillment of general ergonomic requirements is ensured using the methods of traditional ergonomics, as well as the development of an information coding and interaction vocabulary [2], [3].

To ensure functional requirements, mathematical methods are used, as well as methods of system analysis. Mathematical methods include Petri nets for modeling the work of the crew [4], and systems analysis methods include the hierarchical task analysis [5], which makes it possible to generalize the flight experience of experts.

The report considers the application of system methods [6] to improve the efficiency of the development of human-machine interfaces for advanced supersonic aircraft.

References

1. NASA/TM-2006-214535 NESC-RP-06-108/05-173-E: Design, Development, Testing, and Evaluation: Human Factors Engineering (National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center Hampton, Virginia, 2006)
2. А. Н. Анохин, Н. А. Назаренко. Проектирование интерфейсов. //Человеко-машинные системы, Биотехносфера, 2010, №2(8). С. 21-27.
3. M. A. Glukhov Application of in-house software to improve the design process of multifunctional aircraft indicators and control panels / Glukhov M. A., Glukhova E. D., Marunkov P. A., Barulin A. S. Текст: электронный // Journal of Physics: Conference Series, Volume 1864, 13th Multiconference on Control Problems. – 2020. – URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1864/1/012118>
4. S. Mamessier, K. Feigh HTA-Based Tracking of Pilot Actions in the Cockpit / Advances in Physical Ergonomics and Human Factors. 2016. (pp.93-103). DOI:10.1007/978-3-319-41694-6_10 – URL: https://www.researchgate.net/publication/305214142_HTA-Based_Tracking_of_Pilot_Actions_in_the_Cockpit
5. Creissac Campos J. Supporting the Analysis of Safety Critical User Interfaces: An Exploration of Three Formal Tools / Creissac Campos J., Fayollas C., D. Harrison M., Martinie C., Masci P., Palanque P. – Текст: электронный // ACM Transactions on Computer-Human Interaction. – Vol. 6. – No. 4. – pp 341–369. – URL: <https://dl.acm.org/doi/10.1145/331490.331493>
6. Hu Y. Civil Aircraft Flight Crew Operation Procedure Design Method Based on System Engineering / Hu Y., He S., Ma X. – Текст: электронный // ICASIT 2020: Proceedings of the 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. – 2020. – ISBN: 978-1-4503-7576-4. – Pages 336–341. – URL: <https://doi.org/10.1145/3434581.3434692>

Применение дополненной реальности для повышения качества и скорости разработки экспериментальных изделий

Несмелов Д.А.¹, Суханов Д.Б.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день задача по созданию новых прототипов сложных технических изделий остается актуальной и крайне востребованной. Но она непосредственно связана с высокими затратами на процесс разработки и оптимизации полученного решения, и, как следствие, с повышением расхода материалов для изготовления и создания новой и обновляемой технологической инфраструктурой, большими сроками проектирования и создания прототипа. В данной работе представлена оценка и формирование потенциала дополненной реальности для создания прототипов конструкторских изделий и экспериментальных моделей в авиационной промышленности.

Внедрение дополненной реальности:

- увеличивает скорость производственного процесса;
- упрощает обучение сотрудников взаимодействовать с дорогостоящим оборудованием, минимизируя риск поломок или травм, тем самым сохраняя предприятию время и деньги;
- расширяет функционал сборок и моделей, учит разбираться в сущности представленных материалов, позволяет буквально “погрузиться” в них с головой.

Технологии дополненной реальности несут в себе большой потенциал для использования в области диагностики и обслуживания различных агрегатов летательного аппарата [1], в сфере, связанной с тренировками на летных испытательных тренажерах [2], в области обучения рабочего персонала [3].

Предложенный подход по внедрению AR-технологий на производстве основан на применении такого ПО как платформа Unity 3D, САД программы и программы по моделированию и анимации – Blender 3D, NX Siemens, SolidWorks и другие.

На примере стенда Системы Контроля Перекоса (СКП) механизации крыла регионального самолета иллюстрируется работоспособность предложенного подхода. Полученные результаты, связанные с созданием цифровой модели закрылка и предкрылка, интегрируемой на стенд СКП, дальнейшей демонстрацией динамических процессов работы данных агрегатов, показали эффективность использования дополненной реальности. Было сокращено время более чем на 20%, благодаря ускорению оптимизации изготавливаемой конструкции посредством наложения на реальный прототип 3D модели, уже оптимизированной типовой конструкции закрылка и предкрылка, что помогло обнаружить отклонение созданного оборудования от «эталонной» конструкции накладываемых моделей.

Исследования будут продолжены в направлении совершенствования функционала разрабатываемых AR решений. Данная технология отлично зарекомендовала себя в проекте по созданию опытной конструкции стенда СКП, ее применение позволило повысить эффективность не только проектирования конструкции, но и ее производства и контроля качества конечной сборки. В рамках современных вызовов к авиационной промышленности, где необходимо сокращать время поставки новых технологий от идеи до серийного производства, технология дополненной реальности будет особенно актуальна.

Литература

1. Gang Z., Jingyu H., Wenlei X., Jie Z. A mask R-CNN based method for inspecting cable brackets in aircraft. Chinese Journal of Aeronautics. Vol. 34, No. 12, 2021. P. 214-226.
2. Rastorgueva A., Koltakov A., Illarionov V. Using of applications on the basis of technology augmented reality in purpose of preparation military aircraft specialists. Theory and practice. YDK 0004.9. No. 1, 2017. P 306-310.
3. Christ P., Christ T., Akrivi K., Cleo S. User acceptance of augmented reality welding simulator in engineering training. Educational and Informational Technology. Vol. 27, No. 1, 2020. P. 791-817.

Application of augmented reality to ensure the quality and speed of development of experimental products

Nesmelov D.A.¹, Suchanov D.B.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Nowadays, the contemporary solution for creating prototypes of engineering products remains relevant and traditional. However, it is directly related to the high costs of consumables and infrastructure, and, as a result, with an increase in the consumption of materials for the manufacture and creation of a new and updated technological infrastructure, huge design time and prototyping time. Current report presents the assessment and formation of the potential of augmented reality (AR) for the creation of prototypes of engineering products and experimental models in the aviation industry.

The introduction of augmented reality:

- increases the speed of production process;
- simplifies the training of employees to work with expensive equipment, minimizing the risk of breakdowns or injuries, thereby saving the company time and money;
- expands the functionality of assemblies and models, teaches you to understand the essence of the materials presented, allows you to literally “dive” into them with your head.

Augmented reality technologies carry a great potential for use in the field of diagnostics and maintenance of various aircraft assemblies [1], in the field related to training on flight test simulators [2], in the field of training of working personnel [3] and more.

The proposed approach for introducing AR-technology in production is based on the use of such software as the Unity 3D platform, CAD programs, modeling and animation programs – Blender 3D, Creo Illustrator, NX Siemens, SolidWorks and others.

The efficiency of the proposed approach is illustrated by the example of the stand wing mechanization Skew Control System (SCS) of a regional aircraft. The results obtained related to the creation of a digital model of the flap and slat integrated into the SCS stand, further demonstration of the dynamic processes of operation of these units, showed the effectiveness of using augmented reality. reducing the time by more than 20%, thanks to the acceleration of the optimization of the manufactured structure by superimposing on the real prototype of the 3D model of the already optimized standard design of the flap and slat, which helped to detect the deviation of the created equipment from the "reference" design of the superimposed models.

Researches will be continued in the direction of improving the functionality of the AR solutions being developed. This technology has proven itself well in the project to create a pilot design of the SCS stand, its application has made it possible to increase the efficiency of not only the design of the structure, but also its production and quality control of the final assembly. In the context of modern challenges to the aviation industry, where it is necessary to reduce the delivery time of new technologies from idea to mass production, augmented reality technology will be especially useful.

References

1. Christ P., Christ T., Akrivi K., Cleo S. User acceptance of augmented reality welding simulator in engineering training. Educational and Informational Technology. Vol. 27, No. 1, 2020. P. 791-817.
2. Gang Z., Jingyu H., Wenlei X., Jie Z. A mask R-CNN based method for inspecting cable brackets in aircraft. Chinese Journal of Aeronautics. Vol. 34, No. 12, 2021. P. 214-226.
3. Rastorgueva A., Koltakov A., Illarionov V. Using of applications on the basis of technology augmented reality in purpose of preparation military aircraft specialists. Theory and practice. YDK 0004.9. No. 1, 2017. P 306-310.

Синтез регулятора, построенного на принципе обратной динамики, и идентификация модели бокового движения СПС нового поколения в режиме онлайн

Проданик В.А.¹, Ефремов А.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе исследуется целесообразность использования принципа обратной динамики при построении регулятора системы управления в боковом канале для обеспечения независимости движений крена и рыскания сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) второго поколения с идентификацией математической модели бокового движения в режиме онлайн. Рассматривается дополнение предложенного регулятора интегральным законом.

Приведены результаты экспериментальных исследований, иллюстрирующие что:

- Использование в системе управления предложенного регулятора совместно с интегральным законом позволяет обеспечить практически полную независимость движений крена и рыскания.
- Использование регулятора, основанного на принципе обратной динамики, совместно с интегральным законом обеспечивает повышение точности пилотирования на 65% и значительное улучшение основных характеристик системы самолет-летчик [1].
- Введение предложенного регулятора обеспечивает соответствие объекта управления первому уровню пилотажных характеристик.

• Использование принципа обратной динамики совместно с интегральным законом обеспечивает меньшую чувствительность регулятора к неточному знанию динамики объекта управления.

• Алгоритм онлайн идентификации [2] способен адаптироваться к резкому изменению характеристик объекта управления, в том числе к возникновению отказа, и своевременно изменять параметры регулятора.

Экспериментальные исследования проводились с использованием полунатурного моделирования на пилотажном стенде лаборатории МАИ НИИ ПССЛ.

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 «16» ноября 2020 г. № 075-15-2020-924).

Литература

1. А. В. Ефремов и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 1992

2. Mbikayi Z., Efremov A. V., Tiumentsev Y. V. «Framework for application of linear control methods to nonlinear flight control», Moscow Aviation Institute, 2021

Synthesis of a controller based on the principle of inverse dynamics and online identification of the new generation supersonic passenger aircraft lateral motion model

Prodanik V.A.¹, Efremov A.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This research is dedicated to the expediency of using the inverse dynamics principle for constructing a lateral channel control system controller design to ensure the independence of roll and yaw movements of a second-generation supersonic passenger aircraft (SPA) with online identification of a lateral movement mathematical model. The addition of the proposed controller with a PI controller is considered.

The results of experimental studies are presented, illustrating that:

• The use of the proposed controller in the control system combined with the PI controller provides:

- almost complete independence of roll and yawing movements;
- an increase in piloting accuracy by 65% and a significant improvement in the main characteristics of the pilot-vehicle system [1];
- the first level of flying qualities;
- decreasing of sensitivity of the controller to inaccurate knowledge of the dynamics of the control element dynamics.

• The online identification algorithm [2] is able to adopt the controlled element dynamics to a sharp change in the characteristics, including the occurrence of a failure, and change the controller parameters in a timely manner.

Experimental studies were performed by ground-based MAI simulator.

The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center “Supersonic” in 2020-2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement 16 Nov 2020 № 075-15-2020-924).

References

1. Efremov A. V. «Pilot as a dynamic system», Moscow, 1992

2. Mbikayi Z., Efremov A. V., Tiumentsev Y. V. «Framework for application of linear control methods to nonlinear flight control», Moscow Aviation Institute, 2021

Сглаживание бортовых измерений летательного аппарата на основе использования уравнений динамики полета и методов нелинейного программирования

Корсун О.Н.¹, Стуловский А.В.¹

¹ ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

В настоящем докладе рассмотрено применение методов нелинейного программирования для решения задачи сглаживания сигналов.

Наиболее распространенными подходами к ее решению являются сглаживание при помощи стохастической фильтрации, прежде всего, различных модификаций фильтра Калмана или полиномиальное сглаживание на скользящем интервале. Предлагаемый метод в отличие от калмановской фильтрации не предполагает прямого использования стохастических свойств системы, что требует решения матричного уравнения Рикатти и расчетов взвешенного матричного коэффициента усиления. Однако он учитывает математическую модель системы, связывающую ее входы и выходы. За счет этого удастся упростить вычисления, обеспечив при этом сглаживание как входных, так и выходных сигналов.

Применяемый подход основан на прямых методах формирования оптимального управления [1], особенность которых заключается в представлении искомого сигнала в параметрическом конечномерном пространстве. Тогда исследуемая задача сводится к многомерной параметрической оптимизации, которая может быть решена численными методами, в данном случае при помощи алгоритма роя частиц [2].

В качестве примера рассматривается задача сглаживания сигналов углов ориентации и угловых скоростей летательного аппарата. Математическая модель такой системы является весьма точной, поскольку получена из базовых законов механики полета.

Приводится сравнение полученных результатов с результатами применения фильтра Калмана и традиционным полиномиальным сглаживанием на скользящем интервале.

Литература

1. Rao A.V. Survey of numerical methods for optimal control. Advances in astronautical sciences. 2010, V. 135, pp. 497-528.

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

Smoothing of an aircraft on-board measurements based on the use of flight dynamics equations and nonlinear programming methods

Korsun O.N.¹, Stulovskii A.V.¹

¹ GosNIIAS, Moscow, Russia

This report considers an application of nonlinear programming methods for solving the problem of signal smoothing.

The most common approaches to its solution are optimal or suboptimal stochastic filtering, primarily, various modifications of the Kalman filter, or polynomial smoothing with a sliding window. The proposed method, unlike Kalman filtering, does not involve the direct use of stochastic properties of the system, which requires solving the matrix Ricatti equation and calculating the weighted matrix gain. However, it takes into account the mathematical model of the system that links its inputs and outputs. Due to this, it is possible to simplify calculations, while ensuring smoothing of both input and output signals.

The proposed approach is based on direct methods of optimal control [1], the principal feature of which is the parametric representation of the desired signal in the finite space. Thus the problem under study is reduced to a parametric optimization problem in a finite-

dimensional space, which can be solved numerically, in this case, using the particle swarm algorithm [2].

As an example, the problem of smoothing signals of orientation angles (pitch, roll, yaw) and angular velocities of an aircraft is considered. The mathematical model of such a system, as a rule, is derived from basic laws of flight dynamics and, therefore, is known with good accuracy.

The obtained results are compared with the results of applying the Kalman filter and traditional polynomial smoothing with a sliding window.

References

1. Rao A.V. Survey of numerical methods for optimal control. Advances in astronautical sciences. 2010, V. 135, pp. 497-528.

2. Korsun O.N., Stulovskii A.V. Direct method for forming optimal open loop control of aerial vehicles. Journal of computer and systems sciences international. 2019, № 2, pp. 229-243.

Построение адаптивного регулятора на принципе «обратной динамики» с идентификацией модели продольного движения самолета в режиме онлайн

Ефремов А.В.¹, Щербаков А.И.¹, Мбикаи З.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия,

² Мюнхенский Технический университет, Мюнхен, Германия

В докладе рассматривается построение адаптивной (самонастраивающейся) системы управления продольным движением самолета, построенной на принципе обратной динамики, с идентификацией линейной модели динамики объекта управления в режиме реального времени [1, 2]. Описывается алгоритм идентификации, основанный на принципах линейной алгебры и регрессионного анализа.

Приведены результаты экспериментальных исследований, проведенных на пилотажном стенде, иллюстрирующие что:

- Предложенный алгоритм онлайн-идентификации позволяет получать достоверную модель продольного движения самолета в режиме реального времени с заданной частотой обновления;

- Рассматриваемый самонастраивающийся регулятор обеспечивает динамику самолета по угловой скорости тангажа, близкую к апериодическому звену [3];

- Подстройка коэффициентов регулятора в режиме реального времени обеспечивает высокий уровень робастности в условиях неопределенности;

Экспериментальные исследования производились на пилотажном стенде МАИ, объектом управления являлась нелинейная модель перспективного сверхзвукового пассажирского самолета. Показано, что предложенный адаптивный закон управления обеспечивает высокую точность выполнения задач пилотирования. Дополнительно проведена серия экспериментов по оценке робастности, включающая в себя выполнение задач пилотирования в условиях возникновения отказов. Подстройка коэффициентов системы управления в режиме реального времени делает возможным продолжать выполнение задачи в случае изменения динамики объекта управления.

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 «16» ноября 2020 г. № 075-15-2020-924).

Литература

1. Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолета / Ученые записки ЦАГИ №5, Т. XLIII, 2012, с. 91-100.

2. Advanced aircraft flight control using nonlinear inverse dynamics. December 1994. IEE Proceedings - Control Theory and Applications 141(6):418 – 426 DOI:10.1049/ipcta:19941580.

3. Ефремов А.В. Система самолет—летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. — М.: Изд-во МАИ, 2017

Designing an adaptive controller based on the principle of "inverse dynamics" with the online-identification of the longitudinal dynamics of the aircraft

Efremov A.V.¹, Scherbakov A.I.¹, Mbikayi Z.²

¹ MAI, Moscow, Russia, ² Technical University of Munich, Munich, Germany

The report discusses the designing of an adaptive (self-adjusting) controller for aircraft longitudinal motion. It is based on the principle of "inverse dynamics", with the identification of a linear model of the controlled element dynamics in the real time and an algorithm for identification using the principles of linear algebra and regression analysis [1,2].

The results of experiments carried out on a ground-based simulator demonstrated that:

- The proposed algorithm for online identification makes it possible to obtain a reliable linear longitudinal dynamics of the aircraft in the real time with a given update rate;
- The self-adjusting controller ensures the dynamics of the aircraft in terms of the pitch rate, which is close to the aperiodic motion [3];
- Real-time adjustment of the controller coefficients provides a high level of robustness under conditions of uncertainty.

Experimental studies were performed on the MAI ground-based simulator, with the controlled element dynamics presented by nonlinear model of a prospective second-generation supersonic passenger aircraft, the proposed controller and aircraft dynamics. It was shown that the proposed adaptive control law provides high accuracy of piloting tasks. In addition, a series of experiments was carried out to assess the robustness, including the performance of piloting tasks in the conditions of failures. Adjustment of the coefficients of the control system in the real time makes it possible to continue the task in case of a sharp change in the controlled element dynamics.

The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center "Supersonic" in 2020-2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement 16 Nov 2020 № 075-15-2020-924).

References

1. Zhivov Yu.G., Poedinok A.M. Adaptive control system for the longitudinal movement of the aircraft / Scientific notes of TsAGI No. 5, Vol. XLIII, 2012, p. 91-100.
2. Advanced aircraft flight control using nonlinear inverse dynamics. December 1994. IEE Proceedings - Control Theory and Applications 141(6):418 – 426 DOI:10.1049/ip-cta:19941580.
3. Efremov A.V. Aircraft-pilot system. Regularities and mathematical models of the pilot's behavior. — М.: Publishing House MAI, 2017.

Разработка исследовательского стенда оценка качества проектируемых технических решений ИУП и качества подготовки экипажа

Боярский Г.Г.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В докладе представлены результаты проектирования исследовательского стенда определения эргономических характеристик кабины перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС). Разработан и апробирован экспериментальный стенд, позволяющий объективно определить комплекс эргономических характеристик разрабатываемого ИУП и оценки качества подготовки экипажа. Сформирован план расширения функционала с целью перекрытия большей области исследования.

В настоящее время, в гражданской авиации активно происходят изменения в части состава бортового оборудования, уровня автоматизации процесса управления и сокращение степени участия пилота в процессе управления ЛА, при штатной эксплуатации. Вместе с этим, существует запрос на снижение численности экипажа

ЛА (СПС), что формирует более жесткие требования к качеству организации ИУП и качеству подготовки пилотов [1].

Для выполнения задачи сокращения численности экипажа [2], необходимо удовлетворить существующие требования безопасности – доказать, что разработанный ИУП обеспечивает безопасную эксплуатацию ЛА [3,4,5,6], даже при одном пилоте.

Для решения этой задачи разрабатывается исследовательский стенд кабины экипажа СПС. Целью использования разрабатываемого стенда является формирование и обоснование требований к ИУП ЛА с одним пилотом.

Исследовательский стенд состоит из следующих составных частей: имитатор функциональных компонентов интерьера, имитатор панорамного индикатора, устройства ввода информации, система сбора объективных параметров работы оператора, модель ЛА и система имитации закабинной обстановки.

Программно-аппаратными средствами стенда реализуются группа альтернативных вариантов исполнения ИУП ЛА (в части конфигурации органов управления, индикации, логики работы и т.д.). На стенде выполняется программа полетов для каждого из альтернативных вариантов исполнения ИУП.

В методике эксперимента учтен процесс обучения и повышения уровня знания пилотом ИУП. Программа полетов включает в себя две части. В первой части программы заложены полеты без ввода нештатных ситуаций, которые служат отправной точкой в оценке состояния экипажа. Во второй части программы полетов, случайным образом вводятся нештатные ситуации, решение которых в полной мере описано в инструкциях, которые ранее передаются пилоту на изучение. Основная часть полезной информации о качестве испытуемого ИУП извлекается из данных, полученных при вводах нештатных ситуаций.

В том случае, если у нескольких пилотов из группы возникают типовые ошибки при выполнении операций, или обнаруживаются признаки чрезмерной психофизиологической нагрузки, разработчики ИУП, благодаря собранным объективным данным имеют возможность локализовать причину возникновения ошибки и скорректировать ИУП (в любой из его частей – индикации, логики работы, интерфейсов человек-машина). По итогу корректировок ИУП (альтернативных вариантов исполнения), по объективным критериям выбирается тот вариант исполнения, который обеспечивает наименьшую вероятность возникновения ошибок по вине человеческого фактора.

Благодаря большей, по сравнению с существующими системами, информативностью и простотой обработки и интерпретации данных, снижаются временные и финансовые затраты на проектирование ИУП, снижаются риски несоответствия ИУП условиям эксплуатации и возможностям экипажа.

Технологии, заложенные в разрабатываемый стенд применимы не только во вновь разрабатываемых ЛА, но и при их модернизации (в части ИУП), авиационных тренажерах, с целью повышения объективности оценки подготовки экипажей и в дальней перспективе, в составе бортового оборудования.

Литература

1. А.А. Кучерявый. Бортовые информационные системы. Курс лекций. Ульяновск 2004 .

2. Куклев Е.А., Байрамов А.Б., Петухов Г.М. Развитие авиации общего назначения: проблемы и перспективы // Транспорт Российской Федерации. Журнал о науке, практике, экономике. 2016. №6 (67). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/razvitiie-aviatsii-obschego-naznacheniya-problemy-i-perspektivy> (дата обращения: 14.08.2022).

3. Сарамолки А. Р. Приборные панели летательных аппаратов авиации общего назначения // ВЕЖПТ. 2010. №3 (48). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/pribornye-paneli-letatelnyh-apparatov-aviatsii-obschego-naznacheniya> (дата обращения: 14.08.2022).

4. Рыбалкина Александра Леонидовна Кабина экипажа как источник ошибок пилотирования // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. №218 (8). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/kabina-ekipazha-kak-istochnik-oshibok-pilotirovaniya> (дата обращения: 12.08.2022).

5. Чунтул Александр Васильевич, Рябинин Вадим Александрович, Давыдов Валентин Васильевич, Лапа Виталий Васильевич, Пленцов Александр Пантелеевич Экспериментальная оценка опытного принципа индикации пространственного положения летательного аппарата // Биотехносфера. 2015. №1 (37). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/eksperimentalnaya-otsenka-opytnogo-printsipa-indikatsii-prostranstvennogo-polozheniya-letatel'nogo-apparata> (дата обращения: 14.08.2022).

6. Лысаков Николай Дмитриевич Психологические аспекты человеческого фактора в авиации // Вестник ГУУ. 2014. №2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/psihologicheskie-aspekty-chelovecheskogo-faktora-v-aviatsii> (дата обращения: 11.08.2022).

Development of a research stand, assessment of the quality of the designed technical solutions of the HMI and the quality of crew training

Boyarsky G.G.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The report presents the results of designing a research stand for determining the ergonomic characteristics of the cockpit of a promising supersonic passenger aircraft. An experimental bench has been developed and tested, which makes it possible to objectively determine the set of ergonomic characteristics of the developed HMI and assess the quality of crew training. A plan has been formed to expand the functionality in order to cover a larger area of research.

Currently, in civil aviation, changes are actively taking place in terms of the composition of on-board equipment, the level of automation of the control process and the reduction in the degree of participation of the pilot in the process of controlling the aircraft during normal operation. At the same time, there is a request to reduce the number of aircraft crew, which creates more stringent requirements for the quality of the organization of the HMI and the quality of pilot training [1].

To accomplish the task of reducing the number of crew [2], it is necessary to satisfy the existing safety requirements - to prove that the developed HMI ensures the safe operation of the aircraft [3,4,5,6], even with one pilot.

The research stand consists of the following components: a simulator of functional interior components, a panoramic indicator simulator, information input devices, a system for collecting objective parameters of the operator's work, an aircraft model, and a system for simulating the outside environment.

The software and hardware of the stand implements a group of alternative versions of the aircraft HMI (in terms of the configuration of controls, indication, operation logic, etc.). The flight program for each of the alternative versions of the HMI is being carried out at the stand.

The experimental methodology takes into account the process of training and increasing the level of knowledge by the HMI pilot. The flight program includes two parts. The first part of the program includes flights without the introduction of emergency situations, which serve as a starting point in assessing the condition of the crew. In the second part of the flight program, abnormal situations are randomly introduced, the solution of which is fully described in the instructions that are previously transmitted to the pilot for study. The main part of useful information about the quality of the tested HMI is extracted from the data obtained during the input of emergency situations.

If several pilots from the group experience typical errors when performing operations, or signs of excessive psychophysiological stress are detected, HMI developers, thanks to the

collected objective data, have the opportunity to localize the cause of the error and correct the HMI (in any of its parts - indication, logical control, or other parts). Based on the results of HMI adjustments (alternative versions), according to objective criteria, a version version is selected that provides the least probability of errors due to the human factor.

Due to the greater, compared to existing systems, information content and ease of processing and interpretation of data, the time and financial costs of designing the HMI are reduced, and the risks of the results mismatch with the operating conditions and crew capabilities are reduced.

The technologies embedded in the developed stand are applicable not only in newly developed aircraft, but also during their modernization (in terms of HMI), flight simulators, in order to increase the objectivity of assessing crew training and, in the long term, as part of on-board equipment.

References

1. A.A. Kucheryavy Onboard information systems. A course of lectures. Ulyanovsk 2004 .

2. Kuklev E.A., Bayramov A.B., Petukhov G.M. Development of general aviation: problems and prospects // Transport of the Russian Federation. Journal of Science, Practice, economics. 2016. No.6 (67). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/razvitie-aviatsii-obschego-naznacheniya-problemy-i-perspektivy> (accessed: 08/14/2022).

3. Saramolki A. R. Instrument panels of general aviation aircraft // VEZHPT. 2010. No.3 (48). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/pribornye-paneli-letatelnyh-apparatov-aviatsii-obschego-naznacheniya> (date of reference: 08/14/2022).

4. Rybalkina Alexandra Leonidovna Crew cabin as a source of piloting errors // Scientific Bulletin of MSTU GA. 2015. No. 218 (8). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/kabina-ekipazha-kak-istochnik-oshibok-pilotirovaniya> (accessed: 12.08.2022).

5. Chuntul Alexander Vasilyevich, Ryabinin Vadim Alexandrovich, Davydov Valentin Vasilyevich, Lapa Vitaly Vasilyevich, Plentsov Alexander Panteleevich Experimental evaluation of the experimental principle of indicating the spatial position of the aircraft // Biotechnosphere. 2015. No.1 (37). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/eksperimentalnaya-otsenka-opytного-printsipa-indikatsii-prostranstvennogo-polozheniya-letatelного-apparata> (accessed: 08/14/2022).

6. Lysakov Nikolay Dmitrievich Psychological aspects of the human factor in aviation // Bulletin of GUU. 2014. No. 2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/psihologicheskie-aspekty-chelovecheskogo-faktora-v-aviatsii> (accessed: 08/11/2022).

Проблема оптимизации пилотажных характеристик самолетов и пути их решения

Ефремов А.В.¹, Ефремов Е.В.¹, Иргалеев И.Х.¹

¹МАИ, г.Москва, Россия

Однозначная связь пилотажных характеристик с безопасностью пилотирования, а также с эффективностью выполнения целевых задач потребовали пересмотреть подход к выбору этих характеристик. В настоящее время он формулируется как обеспечение оптимальных пилотажных свойств в каждой целевой задаче пилотирования. В работе определена оптимальная динамика объекта управления, показана степень ее близости к принятому эталону при разработке алгоритмов системы управления. Приближение динамики самолета к этим эталонам требует введения значительных коэффициентов обратных связей (особенно в случае статически неустойчивого самолета), а также использование новых принципов построения систем управления, в частности, принципа обратной динамики [1]. Следствием таких решений являются значительные потребные максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей, которые в силу ограниченных возможностей приводов, могут быть причиной возникновения явления раскочки самолета летчиком.

В случае возникновения отказов, сопровождающихся резкой деградацией пилотажных свойств, при которой летчик не успевает изменить стереотип своих действий, происходит развитие неустойчивых процессов в системе самолет-летчик.

В работе рассмотрены следующие пути решения проблемы:

– переход от компенсаторных дисплеев к дисплеям реализующим управление с предвидением программной траектории;

– введение нелинейных префильтров [2 - 4];

– реконфигурация структуры и параметров системы управления.

Эффективность способов достижения наилучших пилотажных свойств оценено в работе путем проведения экспериментальных исследований на пилотажном стенде МАИ [5 - 6].

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 17.05.2020 г. № 075-15-2022-1023).

Литература

1. A.V. Efremov, Z. Mbikayi, and E.V. Efremov, “Comparative study of different algorithms for a flight control system design and the potentiality of their integration with a sidestick.” Aerospace, Vol. 8, Issue 11, №290, 2021

2. A.V. Efremov, A.I. Shcherbakov, F.A. Korzun, and V.A. Prodanik, “Advanced means of suppressing pilot-induced oscillations.” Aerospace MAI Journal, 2022, Vol. 29, No.1

3. M.J. Чапа, “A nonlinear pre-filter to prevent departure and/or pilot induced oscillations (PIO) due to actuator rate-limiting.” America: Air Force Institute of Technology, 1999.

4. L. Rundqwist and R. Hillgren, “Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen.” AIAA paper 96-3368, 1996.

5. Ефремов А. В. и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 343 стр., 1992

6. Ефремов А. В. «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», Москва, МАИ, 194 стр., 2017 г.

The problem of flying qualities optimization and its solution

Efremov A.V.¹, Efremov E.V.¹, Irgaleev I.Kh.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The unambiguous relation between flying qualities and flight safety, as well as the effectiveness of piloting task performance, has demanded to revise the existing approach to flying qualities requirements. Currently, it implies the provision of the optimal qualities for each piloting task. The optimal controlled element dynamics are defined in the paper, and their closeness to the accepted standards used in the development of flight control system laws is demonstrated. The approximation of aircraft dynamics to these standards requires a considerable gain coefficient of the feedback system (especially in case of a statically unstable aircraft) and the use of new flight control system design principles, in particular, inverse dynamics [1]. Implementing these solutions results in considerable rates of control surface deflection required, which, due to the actuator rate limits, can be the cause of pilot-induced oscillations.

In case of a flight control system failure accompanied by deterioration of the flying qualities, the pilot is not able to promptly change the pattern of his actions, and an unstable process in the pilot-aircraft system occurs.

The following ways for the solution of the problem are considered in the paper:

- Transition from a compensatory display to a display with a preview of the planned trajectory;

- Use of non-linear prefilters [2 - 4];

- Reconfiguration of the flight control system structure and parameters.

The effectiveness of the approaches to achieving the best flying qualities was evaluated through experiments performed using one of MAI's ground-based simulators [5 - 6].

The paper was prepared as part of the Program for the Development of the World-Class Research Center "Supersonic" in 2020–2025, funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Agreement dated 17 May 2020 № 075-15-2022-1023).

References

1. A.V. Efremov, Z. Mbikayi, and E.V. Efremov, "Comparative study of different algorithms for a flight control system design and the potentiality of their integration with a sidestick." *Aerospace*, Vol. 8, Issue 11, №290, 2021

2. A.V. Efremov, A.I. Shcherbakov, F.A. Korzun, and V.A. Prodanik, "Advanced means of suppressing pilot-induced oscillations." *Aerospace MAI Journal*, 2022, Vol. 29, No.1

3. M.J. Chapa, "A nonlinear pre-filter to prevent departure and/or pilot induced oscillations (PIO) due to actuator rate-limiting." *America: Air Force Institute of Technology*, 1999.

4. L. Rundqwist and R. Hillgren, "Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen." *AIAA paper 96-3368*, 1996.

5. A.V. Efremov et al., "Pilot as a dynamic system." *Moscow, Mashinostroenie*, 1992, 330 p.

6. A.V. Efremov, "Pilot-aircraft system. Regularities and mathematical models of pilot behavior." *MAI*, 2017.

Информационно-управляющее поле сверхзвукового пассажирского самолета.

Проблемы и пути решения

Желонкин В.И.¹, Желонкин М.В.¹, Кадильникова Е.Н.¹

¹ ФАУ «ЦАГИ», НЦМУ «Сверхзвук», г. Жуковский, Россия

В работе рассматриваются проблемы формирования информационно-управляющего поля сверхзвукового пассажирского самолета. Подразумевается, что у такого самолета будет отсутствовать лобовое остекление, а изображение окружающей обстановки отображается на панорамном дисплее с помощью комбинации синтезированной системы визуализации и изображения, получаемого с помощью системы камер [1]. Такой тип кабины является развитием идеи стеклянной кабины. Использование системы визуализации вместо остекления позволяет улучшить ситуационную осведомленность пилота, так как она не зависит от погодных условий и времени суток, а также позволяет уменьшить вес носовой части СПС [2].

Одна из проблем формирования ИУП кабины самолетов, не имеющих остекления, связана с формой представления информации. Формирование единого информационного пространства с использованием всех вышеперечисленных устройств предполагает использование технического зрения и дополненной реальности. В процессе формирования такого информационного пространства необходимо провести сравнительный анализ концепций построения ИУП кабины самолета, определить состав, особенности построения ИУП кабины без лобового стекла, определить функций отдельных элементов. Необходимо сформулировать требования к системам отображения информации и оформление их в форме технического задания.

Также необходимо провести разработку теоретического подхода и определение функционала использования технологий «искусственного интеллекта», технического зрения и дополненной реальности при формировании информационных кадров информационно-управляющего поля, а также разработать логику, алгоритмы формирования и состав информационных кадров для различных электронных носителей информации приборной доски СПС.

Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2050 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Литература

1. Желонкин В.И., Желонкин М.В., Ковтун С.А., Ткаченко О.И. Формирование информационных кадров для посадки в сложных условиях с использованием технологии технического зрения. В книге: НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ. Тезисы доклада. 2019. С. 146-147.

2. C. Berth, G. Huttig, O. Lehmann. “Research on integrated collimated cockpit visual and flight information system”, ICAS 2008 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2008.

Supersonic passenger aircraft’s displays and controls: problems and solutions.

Zhelonkin V.I.¹, Zhelonkin M.V.¹, Kadilnikova E.N.¹

¹ TsAGI, WCRC “Supersonic”, Zhukovsky, Russia

This report presents an analysis of the issues that may occur in the process of development of cockpit displays and controls of the supersonic passenger aircraft (SPA). This type of an aircraft imply the absence of the windshield while environment image will be displayed on panoramic cockpit display using synthetic vision system and camera system [1].

Windowless cockpit is a further development of the glass cockpit. Usage of visualization system instead of the windshield will improve pilot’s situational awareness since it does not depend on weather conditions and time of day. It also allows to reduce an aircraft’s weight [2].

One of the issues of the windowless cockpit displays and controls development is related to the format of the displayed information. The formation of the united information space requires the use of technical vision and augmented reality technologies. In the process of development of the SPA’s cockpit it is necessary to carry out a comparative analysis of the aircraft’s cockpit displays and controls design concepts, to determine the composition and special aspects, and to determine elements features. Requirements for the display system should be defined as well as their documentation as a technical requirements specification.

It is also necessary to develop a theoretical approach and determine features of the artificial intelligence, technical vision and augmented reality when designing information displays as well as to develop logic, formation algorithms and information displays’ composition for various electronics of a supersonic passenger aircraft’s cockpit dashboard.

The article is prepared in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center “Supersonic” for 2020-2050 funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement of December, 8, 2020 № 075-11-2020-023).

References

1. Zhelonkin V.I., Zhelonkin M.V., Kovtun S.A., Tkachenko O.I. Development of information frame for heavy landing using technical vision. Navigation and aircraft control. Abstract, 2019.

2. C. Berth, G. Huttig, O. Lehmann. “Research on integrated collimated cockpit visual and flight information system”, ICAS 2008 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2008.

Непараметрический метод обнаружения отказов датчиков параметров полета воздушного судна при действии возмущений и наличии ошибок измерений

Зыбин Е.Ю.¹, Гласов В.В.¹, Лапин А.В.¹, Карпенко С.С.¹

¹ ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Отказы датчиков параметров полета системы управления (СУ) воздушного судна (ВС) могут вызвать ухудшение его характеристик устойчивости и управляемости.

Быстрое и достоверное обнаружение таких отказов в полете позволяет минимизировать их последствия и предотвратить авиационное происшествие. Непосредственное применение традиционных параметрических методов обнаружения отказов датчиков с использованием математических моделей невозможно ввиду отсутствия информации об истинных входных сигналах, поступающих на их чувствительные элементы, а также из-за проблемы неидентифицируемости параметров модели динамики ВС в режиме нормальной эксплуатации [1]. Это приводит к применению избыточного аппаратного резервирования датчиков для обеспечения достоверного контроля их работоспособности.

В работе расширяется применение непараметрического метода обнаружения отказов датчиков, основанного только на анализе линейной зависимости столбцов матрицы Ганкеля входо-выходных данных СУ, на случаи действия возмущений и наличия ошибок измерений [2–6]. Описываются алгоритмы автоматического выбора параметров окна идентификации и пороговых значений критериев обнаружения отказов датчиков СУ ВС, обеспечивающих их адаптивность к параметрическим и структурным изменениям, возмущениям и ошибкам измерений. Приводятся результаты численных исследований оценки эффективности разработанных алгоритмов на нелинейной нестационарной математической модели среднемагистрального коммерческого самолета с использованием моделирующего комплекса с учетом реальных факторов полета: атмосферной турбулентности и ошибок измерений.

Отмечается быстрая настройка, высокие быстродействие и избирательная чувствительность разработанных алгоритмов. Показано, что предлагаемый метод способен эффективно работать в условиях полной параметрической и структурной неопределенности, так как он не требует априорной информации о модели СУ или ВС, функционального или аппаратного резервирования, решения задач идентификации, наблюдения или прогнозирования.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-08-01215.

Литература

1. Зыбин Е.Ю. Об идентифицируемости линейных динамических систем в замкнутом контуре в режиме нормальной эксплуатации // Известия ЮФУ. Технические науки. 2015. № 4 (166). С. 160–170.
2. Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Гласов В.В., Чекин А.Ю., Карпенко С.С., Бондаренко Ю.В. Методы решения некоторых задач теории линейных динамических систем в условиях полной параметрической неопределенности // Труды Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ-2019), 2019. С. 724–729.
3. Bondarenko Y., Chekin A., Zybin E., Kosyanchuk V. Nonparametric method for aircraft sensor fault real-time detection and localization // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 714. P. 012004.
4. Zybin E., Kosyanchuk V., Karpenko S. Quantitative model-free method for aircraft control system failure detection // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 99. P. 03011.
5. Bondarenko Ju.V., Zybin E.Yu. Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23. No 3. P. 39–51.
6. Бондаренко Ю.В., Зыбин Е.Ю. Анализ чувствительности непараметрического критерия обнаружения и локализации отказов датчиков системы управления воздушного судна // Научный вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24. № 5. С. 32–48.

Nonparametric method for aircraft flight parameter sensor failures detection under the action of disturbances and the presence of measurement errors

Zybin E.Yu.¹, Glasov V.V.¹, Lapin A.V.¹, Karpenko S.S.¹

¹ GosNIIAS, Moscow, Russia

Failures of the flight parameter sensors of the aircraft (AC) control system (CS) can cause deterioration of its stability and controllability. Rapid and reliable detection of such failures in flight allows minimizing their consequences and preventing an AC accident. The direct application of traditional parametric methods for detecting sensor failures using mathematical models is impossible due to the lack of information about the true input signals of their sensitive elements, as well as the problem of unidentifiability of AC dynamics model parameters in normal flight [1]. This leads to the use of oversized hardware redundancy of sensors for reliable monitoring of their performance.

The paper extends the application of a nonparametric method for detecting sensor failures, based only on the analysis of the linear dependence of the columns of the Hankel matrix of the CS input-output data, to cases of acting disturbances and the presence of measurement errors [2–6]. Algorithms for automatic selection of parameters of the identification window and threshold values of the criteria for detecting failures of AC CS sensors, which ensure their adaptability to parametric and structural changes, disturbances and measurement errors, are described. The results of numerical studies for evaluating the effectiveness of the developed algorithms using a simulation facility with a nonlinear non-stationary mathematical model of a medium-haul commercial AC, taking into account real flight factors, such as atmospheric turbulence and measurement errors, are presented.

Fast tuning, high performance and selective sensitivity of the developed algorithms are noted. It is shown that the proposed method is able to work effectively under complete parametric and structural uncertainty, since it does not require a priori information about the AC or CS models, functional or hardware redundancy, solving problems of identification, observation or prediction.

This work was supported by Russian Foundation for Basic Research (RFBR), project 20-08-01215a.

References

1. Zybin E.Yu. On the identifiability of linear dynamic systems in a closed circuit in the normal operation mode. *Izvestiya SFedU. Technical science*. 2015, No. 4 (166), pp. 160–170. (in Russian)
2. Kosyanchuk V.V., Zybin E.Yu., Glasov V.V., Chekin A.Yu., Karpenko S.S., Bondarenko Yu.V. Methods for solving some problems in the theory of linear dynamic systems under conditions of complete parametric uncertainty // *Proceedings of the All-Russian Conference on Control Problems (VSPU-2019)*, 2019, pp. 724–729. (in Russian)
3. Bondarenko Y., Chekin A., Zybin E., Kosyanchuk V. Nonparametric method for aircraft sensor fault real-time detection and localization. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2020, vol. 714, pp. 012004.
4. Zybin E., Kosyanchuk V., Karpenko S. Quantitative model-free method for aircraft control system failure detection. *MATEC Web of Conferences*. 2017, vol. 99, p. 03011.
5. Bondarenko Ju.V., Zybin E.Yu. Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty. *Civil Aviation High Technologies*. 2020, vol. 23, No. 3, pp. 39–51.
6. Bondarenko Yu.V., Zybin E.Yu. Sensitivity analysis of a non-parametric criterion for detecting and localizing failures of aircraft control system sensors // *Civil Aviation High Technologies*. 2021, vol. 24, No. 5, pp. 32–48. (in Russian)

Способ объективной оценки качества имитации полёта

Сухочев П.Ю.¹, Латонов В.В.¹

¹ МГУ имени М.В.Ломоносова, НЦМУ "Сверхзвук", Москва, Россия;

Уменьшение сроков и стоимости процесса подготовки пилотов достигается за счёт увеличения доли тренировок на авиационных тренажёрах относительно учебных полётов на самолётах. Невозможность полного воспроизведения полёта системами подвижности современных тренажёрных устройств имитации полёта приводит к необходимости ограниченной имитации, что в итоге формирует ложные сенсомоторные навыки, особенно заметные при выводе летательного аппарата из сложного пространственного положения, о чём свидетельствует статистика [1]. Для оценки корректности имитации полёта в настоящее время применяются объективное испытание системы подвижности (Objective Motion Cueing Tests, ОМСТ) [2] и субъективная оценка по шкале Купера-Харпера (Cooper-Harper Handling Qualities Rating Scale, HQRS) [3]. Современный уровень развития техники и технологий делает реализуемыми физиологически обоснованные объективные способы оценки идентичности воспринимаемых в полёте и на тренажере механических стимулов. В ходе работ, проводимых МГУ имени М.В.Ломоносова в рамках НЦМУ "Сверхзвук", производится сбор и анализ данных объективного контроля восприятия человеком полёта самолёта и его имитации системой подвижности тренажёрного устройства. Для имитации производится подача на вход программно-аппаратного комплекса системы подвижности [4] данных, записанных в полёте носимым регистратором ускорений (НРУ) [5]. Объективность оценки качества имитации достигается совокупностью пред- и послеполётных физиологических обследований испытуемых и применением в процессе полёта и его имитации носимого видеоокулографа [6] и устройства оценки осязаемого направления результирующего гравитоинерциального вектора [7]. Устройство оценки представляет собой оборудованную встроенным инерциальным датчиком [8] ручку [7], удерживаемую испытуемым в положении, максимально близком к вертикальному [9]. По результатам полётов на самолёте и имитации этих полётов производится анализ полученных данных и делается заключение о корректности имитации полёта.

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. IATA Controlled Flight Into Terrain Accident Analysis Report 2018 Edition. // International Air Transport Association. Montreal — Geneva. - 2018.
2. ICAO Doc.9625. // Руководство по критериям квалификационной оценки тренажёрных устройств имитации полёта. Том I. Самолёты. – 4. Международная организация гражданской авиации, 2015
3. G.E. Cooper, R.P. Harper. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities // Technical report. NASA. - 1969
4. Бурлаков Д.С., Латонов В.В., Чертополохов В.А. Идентификация параметров модели подвижной платформы опорного типа // Фундаментальная и прикладная математика. — 2018. — Т. 22, № 2. — С. 57–73.
5. 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.
6. Миняйло Я.Ю., Кручинина А.П., Каспранский Р.Р. О моделировании поворота глазного яблока по информации от вестибулярного аппарата // БИОМЕХАНИКА-2020 Материалы XIV Всероссийской конференции с международным участием. — Т. 1. —

Издательство пермского национального исследовательского политехнического университета г. Пермь, 2020. — С. 170–175.

7. Гурфинкель Е.В., Формальский А.М. Об управлении движением при помощи рукоятки с отображением усилий // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. — 1996. — № 1. — С. 150–158.

8. Бобылев А.Н., Кручинин П.А., Чертополохов В.А. О совместной обработке показаний инерциального блока и системы видеонализа // Физика и радиоэлектроника в медицине и экологии. Труды 11-й международной научной конференции ФРЭМЭ'2014 с элементами научной молодежной школы. — Т. 1. — ВГУ Владимир, 2014. — С. 344–346.

9. Терехов А.В. Математическое моделирование регуляции позы человека : автореферат дис. ... кандидата физико-математических наук : 01.02.01 / Моск. гос. ун-т им. М.В.Ломоносова. Мех.-мат. фак. - Москва, 2007. - 23 с.

The way of the Objective Flight Simulation Evaluation

Sukhochev P.Yu.¹, Latonov V.V.¹

¹Lomonosov Moscow State University, "Supersonic" World-class Scientific Center, Moscow, Russia

The civil aviation pilots training process time and cost decreasing is achieved by increasing the flight simulators trainings regarding the training flights on aircraft. The full in-flight accelerations reproduction is impossible for modern simulations within limits of mechanical and geometrical ranges. That can form the wrong sensorimotor skills. Statistically [1] the sensorimotor skills are still required within upset recovery. To evaluate the flight simulation device motion fidelity the Objective Motion Cueing Tests (OMCT) [2] and a subjective Cooper-Harper Handling Qualities Rating Scale (HQRS) [3] are currently used. But the modern technical and technological level makes possible the physiological-based objective flight simulation evaluation methods. The work carried out by the Lomonosov Moscow State University in the within the "Supersonic" World-class Scientific Center is to collect, compare and analyze the in-flight and simulated accelerations collected by objective evaluation equipment. The objective evaluation equipment is the software and hardware complex of the motion cueing system [4] used for playback the flight data recorded by the Wearable Recorder of the Accelerations (WRA) [5] and the objective physiological-based evaluation devices used for the prior and after flight physiological examinations and the wearable eye movement recording device (video oculography goggles) [6] with the built-in inertial measurement units (IMU) and the IMU [8] used for the detection of the resulting gravitoinertial vector direction [9] perception [7]. The quality evaluation conclusion is based on the real and imitated flights data comparison and analysis.

The work was carried out with financial support from the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation as part of the "Supersonic" world-class scientific center program (Agreement 075-15-2022-331 of April 26, 2022)

References

1. IATA Controlled Flight Into Terrain Accident Analysis Report 2018 Edition. // International Air Transport Association. Montreal — Geneva. - 2018.

2. ICAO Doc.9625. // Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices. Volume 1 — Aeroplanes. Fourth Edition, International Civil Aviation Organization, Montreal. - 2015.

3. G.E. Cooper, R.P. Harper. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities // Technical report. NASA. - 1969

4. D.S. Burlakov, V.V. Latonov, V.A. Chertopolokhov. Identification of parameters of a model of a movable motion platform // Journal of Mathematical Sciences. — 2021. — Vol. 253, no. 6. — P. 806–817.

5. P.A. Kruchinin, V.V. Latonov, D.C. Matveev. On the problem of determining the mutual orientation of sensors of a wearable recorder of accelerations // Manned space flights. Materials of the XIII International Scientific and Practical Conference on November 13-15, 2019. — Yu.A. Gagarin Cosmonaut Training Center, Zvezdny Gorodok, 2019. — pp. 312-314.

6. Ya.Yu. Minyailo, A.P. Kruchinina, R.R. Kaspransky. On modeling the rotation of the eyeball according to information from the vestibular apparatus // BIOMECHANICS-2020 Materials of the XIV All-Russian Conference with international participation. — Vol. 1. - Publishing House of Perm National Research Polytechnic University, Perm, 2020. — pp. 170-175.

7. E.V. Gurfinkel, A.M. Formalsky. About motion control using a handle with force display // Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Theory and control systems. - 1996. — No. 1. — pp. 150-158.

8. Bobylev A. N., Kruchinin P. A., Chertopolokhov V. A. On the joint processing of the readings of the inertial unit and the video analysis system // Physics and radioelectronics in medicine and ecology. Proceedings of the 11th International Scientific Conference of FREME'2014 with elements of a scientific youth school. — Vol. 1. — VSU Vladimir, 2014. — pp. 344-346.

9. A.V. Terekhov. Mathematical modeling of human posture regulation. PhD thesis: 01.02.01 / Lomonosov Moscow State University. Faculty of Mechanics and Mathematics - Moscow, 2007. - 23 p.

КОНСТРУКЦИЯ, ПРОЧНОСТЬ, НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ

STRUCTURAL DESIGN, STRENGTH, NEW MATERIALS

Памяти И.И. Липатова и В.В. Репинского

Трехслойные эффективные элементы конструкций для летательных аппаратов и скоростного транспорта. Модели прочностного анализа

Бакулин В.Н.^{1,2}

¹ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия;

²МАИ, г. Москва, Россия

Широкое внедрение композиционных материалов и новых технологий изготовления способствует эффективному применению трехслойных конструкций в авиа- и ракетостроении, космической технике [1-5 и др.], скоростном транспорте и др. отраслях. Эффективное применение обусловлено высокими показателями весовой эффективности, изгибной жесткости, тепловой защиты, звукоизоляции, вибропоглощения, а также из-за возможности регулирования этих и многих др. важных характеристик, управления пограничным слоем за счёт транзита воздуха через наполнитель. У трехслойных конструкций можно добиться более высокого качества внешней поверхности, что актуально для скоростного транспорта и особенно летательных аппаратов, т.к. гладкость внешних поверхностей и жёсткость уменьшает опасность возникновения флаттера и бафтинга.

В представленной работе рассматривается построение моделей уточненного послойного анализа напряженно-деформированного состояния трехслойных нерегулярных оболочек [2, 3 и др.]. Также рассмотрены модели для исследования бафтинга [3,4,6,7,11,12] и возникновения флаттера [8-10] элементов конструкций.

Литература

1. Бакулин В.Н., Образцов И.Ф., Потопахин В.А. Динамические задачи нелинейной теории многослойных оболочек: Действие интенсивных термосиловых нагрузок, концентрированных потоков энергии. М.: Физматлит, 1998. 464 с
2. 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.
3. 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
4. Bakulin V. N., Nedbay A.Ya. The Dynamic Stability Of Three-Layered Cylindrical Shell, Reinforced Ring Ribs And Hollow Cylinder Under External Pressure Pulsing // Doklady Physics. 2021. V.66. №.6. pp. 175-181.
5. Bakulin V.N., Boitsova D.A., Nedbay A.Ya. Parametric Resonance of a Three-Layered Cylindrical Composite Rib-Stiffened Shell//Mechanics of Composite Materials. 2021.V.57.№.5.
6. Чернышев С.Л., Липатов И.И., Бакулин В.Н. Бафтинг элементов авиационных, аэрокосмических и ракетных конструкций. Инженерный журнал: наука и инновации. Междунар. научн. конф. «Фундаментальные и прикладные задачи механики», посвященная 100-летию со дня рождения академика К.С. Колесникова. 2020. №2(98). С. 250-251.
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.
8. Bakulin V.N., Konopelchev M.A. and Nedbai A.Ya. Flutter of a laminated cantilever cylindrical shell with a ring-stiffened edge // Russian Aeronautics. 2018. Vol. 61, No. 4. P. 517-523

9. Bakulin V. N., Konopelchev M. A. and A. Ya. Nedbay Aeroelastic Stability of a Cylindrical Shell of Linearly Variable Thickness. *Doklady Physics*, 2019, Vol. 64, No. 9, pp. 360-364

10. 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.

11. Bakulin V.N., Boitsova D.A., Nedbay A.Ya. Parametric Resonance of a Three-Layered Cylindrical Composite Rib-Stiffened Shell//*Mechanics of Composite Materials*. 2021. V.57. №.5. p. 623- 634

12. 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 декабря 2021 г. Материалы конференции. В двух частях. Часть 1. С. 9-10.

In Memory of I.I. Lipatov and V.V. Repinskii

Three-layer effective structural elements for aircraft and high-speed transport. Strength analysis models

Bakulin V.N.^{1,2}

¹Institute of Applied Mechanics of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia;

²MAI, Moscow, Russia

The widespread introduction of composite materials and new production technologies contributes to the effective use of three-layer structures in aircraft and rocket engineering, space technology [1-5, etc.], high-speed transport and other industries. Effective use is due to the high values of weight efficiency, bending stiffness, thermal protection, sound insulation, vibration absorption, as well as due to the possibility of regulating these and many other important characteristics, control of the boundary layer due to the transit of air through the aggregate. With three-layer structures, a higher quality of the outer surface can be achieved, which is relevant for high-speed vehicles and especially aircraft, because the smoothness of the outer surfaces and rigidity reduces the risk of flutter and buffeting.

The presented work considers the construction of models for the refined layer-by-layer analysis of the stress-strain state of three-layer irregular shells [2, 3, etc.]. Models are also considered to investigate the baffling [3,4,6,7,11,12] and the occurrence of flutter [8-10] of structural elements.

References

1. Bakulin V.N., Obratsov I.F., Potopakhin V.A. *Dynamic Problems of Nonlinear Theory of Multilayer Shells: Effects of Intensive Thermal Power Loads and Concentrated Energy Flows*. Moscow: Fizmatlit, 1998. 464 p

2. 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.

3. 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, p. 9–13

4. Bakulin V. N., Nedbay A.Ya. The Dynamic Stability Of Three-Layered Cylindrical Shell, Reinforced Ring Ribs And Hollow Cylinder Under External Pressure Pulsing // *Doklady Physics*. 2021, Vol. 66, No.6. p. 175-181.

5. Bakulin V.N., Boitsova D.A., Nedbay A.Ya. Parametric Resonance of a Three-Layered Cylindrical Composite Rib-Stiffened Shell//*Mechanics of Composite Materials*. 2021, Vol. 57, No.5.

6. Chernyshev S.L., Lipatov I.I, Bakulin V.N. Buffeting of elements of aviation, aerospace and rocket structures. *Engineering Journal: Science and Innovations*. International. scientific conference "Fundamental and applied problems of mechanics", dedicated to the 100th anniversary of academician K.S. Kolesnikov. 2020, Vol. 2, No.98, p. 250-251.

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, Vol. 67.

8. Bakulin V.N., Konopelchev M.A. and Nedbai A.Ya. Flutter of a laminated cantilever cylindrical shell with a ring-stiffened edge // Russian Aeronautics. 2018. Vol. 61, No. 4, p. 517-523

9. Bakulin V. N., Konopelchev M. A. and A. Ya. Nedbay Aeroelastic Stability of a Cylindrical Shell of Linearly Variable Thickness. Doklady Physics, 2019, Vol. 64, No. 9, p. 360-364

10. 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.

11. Bakulin V.N., Boitsova D.A., Nedbay A.Ya. Parametric Resonance of a Three-Layered Cylindrical Composite Rib-Stiffened Shell//Mechanics of Composite Materials. 2021, Vol. 57, No.5. p. 623- 634

12. Lipatov I.I., Chernyshev S.L., Bakulin V.N. Bafting // Engineering Journal: Science and Innovations -2022. No 5. Section: Scientific Conferences. International Scientific Conference "Fundamental and Applied Problems of Mechanics", Moscow, December 7-10, 2021. In two parts. Part 1. p. 9-10.

Вывод и исследование функции проницаемости контакта клиновидной кромки металлического уплотнения с фланцем

Бойков А.А.¹, Род О.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается условное фланцевое соединение с металлическим уплотнением, в конструкции которого присутствует одна или несколько клиновидных кромок, безотносительно конструкции самого фланцевого соединения и деталей, входящих в него.

Ставится вопрос о получении метода выбора оптимального угла клина по критерию минимальной утечки герметизируемой среды через контакт клиновидной кромки уплотнения с фланцем. Научная задача решается путём вывода и исследования функции проницаемости контакта [1] клиновидной кромки уплотнения с фланцем – функции, показывающей зависимость утечки герметизируемой среды в условных единицах расхода от угла клина кромки.

Основная ценность научной разработки заключается в том, что в итоге полученные зависимости помогают повысить герметичность фланцевых соединений, в конструкции которых присутствуют металлические уплотнения [2] с клиновидными кромками, ещё на этапе их проектирования, не прибегая при этом к повышению усилия затяжки и, как следствие, повышению жёсткости деталей за счёт увеличения размеров их поперечных сечений. Как следствие, это помогает повысить герметичность соединений без увеличения их массы, что особенно актуально для авиационной и космической техники.

Однако следует отметить, что использовалось допущение, заметно снижающее возможность применения полученной функции проницаемости контакта – приращение контактного давления на контакте уплотнения и фланца пренебрежимо мало по сравнению с контактным давлением, возникшем при затяжке соединения. Далеко не во всех фланцевых соединениях трубопроводов летательных аппаратов данное допущение может быть правомерным [3]. Но проделанная работа даёт основу для будущих исследований в данной области, в том числе и для последующего исключения оговоренного допущения.

Литература

1. Бабкин В.Т., Зайченко А.А., Александров В.В. Герметичность неподвижных соединений гидравлических систем. – М.: Машиностроение. 1977. – 173 с.

2. Кармугин Б.В., Стратиневский Г.Г., Мендельсон Д.А. Клапанные уплотнения пневмо-гидроагрегатов. – М.: Машиностроение, 1983. – 151 с.

3. 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.

Derivation and exploration of permeability function for contact of wedge-shaped edge of metal seal with flange

Boikov A.A.¹, Rod O.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Arbitrary flange connection with metal seal, which has one or more wedge-shaped edges in its construction, is estimated irrespectively of construction of flange connection and parts it consists of.

Raised question is about obtaining of a method for choosing the optimal wedge angle according to the criterion of minimal leak of the sealed substance through the contact of the wedge-shaped edge of the seal with the flange. The scientific problem is solved by means of derivation and exploration of the permeability function of the contact [1] of the wedge-shaped edge of the seal with the flange – a function, showing the dependence of the leak of the sealed substance in conditional flow units on the angle of the wedge-shaped edge.

The main value of the scientific development lies in the fact that, as a result, the obtained equations help to increase the tightness of flange connections, in the design of which there are metal seals [2] with wedge-shaped edges, even at the stage of their design, without resorting to increasing the tightening force and, as a consequence, increasing the rigidity of parts by increasing the size of their cross-sections. As a result, this helps to increase the tightness of the joints without increasing their mass, which is especially important for aviation and space technology.

However, it should be noted that an assumption was used that significantly reduces the possibility of using the obtained contact permeability function – the increment of contact pressure at the seal and flange contact is negligible compared to the contact pressure that arose when tightening the joint. This assumption may not be valid in all flange connections of aircraft pipelines [3]. But the work done provides a basis for future research in this area, including for the subsequent exclusion of the stipulated assumption.

References

1. Babkin V.T., Zajchenko A.A., Aleksandrov V.V. Germetichnost' nepodviznyh soedinenij gidravlicheskih sistem. – М.: Mashinostroenie. 1977. – 173 p.

2. Karmugin B.V., Stratinevskij G.G., Mendel'son D.A. Klapanne uplotneniya pnevmo-gidroagregatov. – М.: Mashinostroenie, 1983. – 151 p.

3. Osnovy teorii proektirovaniya uplotnenij pnevmogiroapparaty letatel'nyh apparatov: Uchebnoe posobie. Pod red. A.M. Dolotova, P.M. Ogara, D.I. Chegodaeva. – М.: МАИ, 2000. – 296 p.

Метод оптимального проектирования конструктивно-анизотропных панелей летательных аппаратов из композиционных материалов с ограничениями по уточнённой теории потери устойчивости

Гавва Л. М.¹, Митрофанов О.В.¹

¹МАИ, Москва, Россия

Целью данного исследования является разработка подхода к оптимальному проектированию конструктивно-анизотропных панелей несущих поверхностей летательных аппаратов (ЛА) из композиционных материалов с ограничениями в соответствии с уточненной теорией потери устойчивости для реализации оптимального размерно-весового проекта.

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 – 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 с помощью тригонометрических рядов.

Сформулирована постановка задач оптимального проектирования панелей, представлены численно-аналитические методы решения: метод золотого сечения, метод парабол, метод координатного спуска, метод штрафных функций, методы линейного и нелинейного программирования.

Исследование проблем потери устойчивости плоских прямоугольных конструктивно-анизотропных композитных панелей актуально для проектирования несущих поверхностей ЛА. Результаты оптимального проектирования с ограничениями, построенными в рамках уточнённой теории, открывают возможности для снижения и оптимизации весовых характеристик элементов планера самолета.

Литература

1. Митрофанов О.В., Кайков К.В. Прикладные задачи проектирования композитных подкреплённых панелей при ограничениях по устойчивости и несущей способности. - М.: Издательство «Спутник +», 2017. – 64 с.
2. Калиткин Н.Н. Численные методы. - СПб.: Издательство «БХВ-Петербург», 2011. – 592 с.
3. Gavva L M, Firsanov V V and Korochkov A N 2020 Buckling problem statement and approaches to buckling problem investigation of structurally-anisotropic aircraft panels

Optimal design method of structurally-anisotropic aircraft panels made of composite materials with refined buckling restrictions

Gavva L.M.¹, Mitrofanov O.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The aim of this study is the approach to the optimal design of structurally-anisotropic panels of the bearing aircraft surfaces with the restrictions according to the refined buckling theory for the optimal geometry-weight project development.

The analytical solution of the optimal design problem is formulated. One considers the problem of the geometry parameter definition for the minimum mass stiffened aircraft panels. The layer thickness and geometric sizes of the panel elements are the unknown variable values. The condition of equally buckling is the optimal design basis. The general bending mode of buckling and multi-wave torsion mode of buckling must have the same occurrence probability while the buckling margin tends to one. The optimal design problem is reduced to the restrictive extremum investigation of the goal weight function with multiple variables using the analytical methods with numerical methods.

New mathematical model relations for the buckling investigation of structurally-anisotropic composite panels are presented. The primary scientific novelty of this research is the further development of the theory of thin-walled elastic ribs related to the contact problem for the skin and stringer with an improved model taking into account the stringer shear deformation.

The buckling problems of a flat rectangular multilayer panel made of composite materials with the eccentric longitudinal and lateral stiffening set are considered. The buckling problems of a flat rectangular aircraft skin being anisotropic due to non-symmetric package structure over the thickness are also discussed. The panels are subjected to the distributed constant compressive loading applied to the edges in the casing plane in the longitudinal direction. The boundary conditions at the contour are assumed to be the particular case with conformable boundary restrictions for the plane problem and problem of bending.

The buckling problem results in the boundary value problem when solving for the eighth order partial derivative equation in the rectangular field while the bending is coupled with the plane stress state. The critical force definition of the general bending mode of the thin-walled system buckling and critical force definition of the multi-wave torsion buckling are of the most interest in accordance with traditional design practices. The schematization of the panel as structurally-anisotropic has been proposed as a design model when and the critical forces of total bending mode of buckling are determined. For a multi-wave torsion buckling study, one should use the generalized function set. The buckling problem solution in a closed form is designed by a trigonometric series.

The optimal design problem statement for the panels is formulated. The numerical-analytic solution methods are represented, namely: the gold cross section method, parable method, method of the coordinate descent, method of the penalty functions, linear and non-linear programming methods.

The buckling problem investigation of flat rectangular structurally-anisotropic aircraft composite panels is relevant for the design of the bearing surfaces of FA. The results of the optimal design with the refined buckling restrictions based on buckling analysis calculations offer opportunities for reducing and optimizing the weight characteristics of aircraft frame elements.

References

1. Mitrofanov O.V., Kaikov K.V. Applied Problems of Designing Composite Reinforced Panels with Constraints on Stability and Bearing Capacity. - Publishing house "Sputnik +", 2017. - 64 p.
2. Kalitkin N.N. Numerical Methods. - Publishing house "BHV-Petersburg", 2011. - 592 p.
3. Gavva L M, Firsanov V V and Korochkov A N 2020 Buckling problem statement and approaches to buckling problem investigation of structurally-anisotropic aircraft panels made from composite materials *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 714(1) 012007.

Разработка обобщенных моделей долговечности композиционных материалов и конструкций в экстремальных условиях на основе современных положений

кинетической теории прочности

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 ИПРИМ РАН, г. Москва, Россия;

⁵ МАИ, г. Москва, Россия

В последние десятилетия полимерные композиционные материалы (ПКМ), покрытия и конструкции из них являются неотъемлемой частью современной техники в таких областях, определяющих научно-технический прогресс, как высокоскоростной транспорт, авиа- и космическая техника, судостроение, нефтяная и газовая промышленность и др.

Для высокоточного прогнозирования определяющих характеристик композитов необходимо разработать эффективные и надежные соотношения между кинетическими параметрами физико-химических процессов (ФХП), происходящих на молекулярном уровне и макросвойствами материалов, определяющими их эксплуатационную пригодность. Эти вопросы составляют важную и актуальную научную проблему, стоящую на пути создания обоснованных подходов к прогнозированию изменения свойств ПКМ при их хранении и эксплуатации [1-5]. Сформулированные проблемы исследуются в рамках уточненных вариационных постановок обратных задач прогнозирования на основе современных положений кинетической теории прочности. Разработана методология согласования параметров математических и физических моделей на микро- и макроуровнях, позволившая решить задачу восстановления параметров ФХП, происходящих на молекулярном уровне, и приводящих к деструктивным изменениям в композитах и ухудшению их характеристик с течением времени.

Объективная оценка параметров деструктивных элементарных химических реакций в композитах на основе проведенных физических экспериментов позволила построить эффективные обобщенные модели долговечности на долгосрочный период; провести конструктивный анализ влияния отдельных экстремальных факторов и дать сравнительную оценку степени влияния того или иного фактора на долговечность композита. Знание параметров деструктивных элементарных химических реакций в композите, инициированных действием экстремальных факторов внешней среды, их сравнительный конструктивный анализ позволит разработать методику синтеза новых материалов с повышенной долговечностью.

Литература

1. Gusev E.L. Using parallel procedures for the searching of the extremum for the decision of the inverse problems prediction of the defining characteristics of the composite materials// *Material Physics and Mechanics.*— 2016,—V.26, N 1.—P. 70-72.

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. 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.

4. Gusev E.L., Bakulin V.N. The use of generalized models in the variational formulation of the prediction tasks defining characteristics of composite materials // Journal of Physics: Conference Series. Collection of Materials of the VIII International Conference. – 2020.– Vol. 1431. –P. 012017.

5. 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.

Development of generalized models of durability of composite materials and structures under extreme conditions based on the current provisions of the kinetic theory of strength

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

¹Institute of Oil and Gas Problems of Federal Research Center «YSC SB RAS»,
Yakutsk, Russia

²NEFU Institute of Mathematics and Computer Science, Yakutsk, Russia

³Institute of Physical and Technical Problems of the North of Federal Research Center
«YSC SB RAS», Yakutsk, Russia

⁴Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

⁵MAI, Moscow, Russia

In recent decades, polymer composite materials (PCM), coatings and structures made of them have been an integral part of modern technology in such areas that determine scientific and technological progress as high-speed transport, aviation and space technology, shipbuilding, oil and gas industry, etc.

For high-precision prediction of the defining characteristics of composites, it is necessary to develop effective and reliable relationships between the kinetic parameters of physics-chemical processes (PCP) occurring at the molecular level and the macro properties of materials that determine their operational suitability. These issues constitute an important and urgent scientific problem that stands in the way of creating sound approaches to predicting changes in the properties of PCM during their storage and operation [1-5]. The formulated problems are investigated within the framework of refined variational formulations of inverse forecasting problems based on modern provisions of the kinetic theory of strength. A methodology has been developed for matching the parameters of mathematical and physical models at the micro and macro levels, which made it possible to solve the problem of restoring the parameters of PCP occurring at the molecular level, and leading to destructive changes in composites and deterioration of their characteristics over time.

An objective assessment of the parameters of destructive elementary chemical reactions in composites based on the conducted physical experiments made it possible to construct effective generalized models of durability for a long-term period; to conduct a structural analysis of the influence of individual extreme factors and to give a comparative assessment of the degree of influence of one or another factor on the durability of the composite. Knowledge of the parameters of destructive elementary chemical reactions in the composite initiated by the action of extreme environmental factors, their comparative constructive analysis will allow us to develop a methodology for the synthesis of new materials with increased durability.

References

1. Gusev E.L. Using parallel procedures for the searching of the extremum for the decision of the inverse problems prediction of the defining characteristics of the composite materials// Material Physics and Mechanics.– 2016.–V.26, N 1.–P. 70-72.
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. 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.
4. Gusev E.L., Bakulin V.N. The use of generalized models in the variational formulation of the prediction tasks defining characteristics of composite materials // Journal of Physics: Conference Series. Collection of Materials of the VIII International Conference. – 2020.– Vol. 1431. –P. 012017.
5. Gusev E.L., Bakulin V.N. Variational Methods of Solving Problems on Control of the Intensityof a Temperature Field // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2021, v. 94, № 5, p. 1117–1123.

Супергидрофобные покрытия в качестве средств защиты конструкции самолета от воздействия вредных сред и атмосферного обледенения

Жигулин И.Е.¹, Емельяненко К.А.², Бойнович Л.Б.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² ИФХЭ РАН, г. Москва, Россия

В докладе представлен обзор новых функциональных покрытий, используемых или предполагаемых к применению в гражданской авиации для улучшения эксплуатационных свойств воздушных судов и защиты от возникновения опасных ситуаций в полете, связанных с неблагоприятными погодными условиями, такими как, дождь, мокрый снег и атмосферное обледенение.

Предполагаемое применение перспективных покрытий на поверхности фюзеляжа и обшивке крыла, вблизи двигателя, зарядных клапанов гидравлических и топливной систем самолёта, предъявляет достаточно жесткие требования к создаваемым материалам, что, в свою очередь, требует длительных и детальных экспериментальных исследований новых материалов в условиях лаборатории и испытательных центров.

Для эксперимента были выбраны супергидрофобные покрытия, разрабатываемые в ИФХЭ РАН и планируемые к применению на поверхности крыла. Данные супергидрофобные покрытия показывают высокие антиобледенительные свойства, заключающиеся в способности предотвращать обледенение или удалять льдообразования под действием набегающего потока на несущих поверхностях самолёта [1]. Будет продемонстрировано поведение таких покрытий в условиях искусственного обледенения. Кроме того, для созданных супергидрофобных покрытий, ранее была изучена стойкость к вредным воздействиям загрязняющих авиационных жидкостей, возникающим при эксплуатации воздушного судна. Для таких исследований была разработана методика испытаний, рекомендуемая для дальнейшей аттестации покрытий. Полученные нами с применением разработанной методики результаты показали, что супергидрофобные покрытия для алюминиевых сплавов, создаваемые в ИФХЭ РАН на основе лазерной обработки [2], способны выдерживать вредные воздействия ряда загрязняющих жидкостей, используемых при эксплуатации самолета, сохраняя исходные супергидрофобные свойства. Учитывая полученные ранее результаты испытаний на механическую стойкость, воздействие циклических перепадов температур и воздействие ультрафиолетового излучения [3], можно сделать вывод о перспективности применения новых супергидрофобных покрытий для улучшения эксплуатационных свойств воздушных судов.

Литература

1. Zhigulin I.E., Emel'yanenko K.A., Sataeva N.E. (2021) Применение супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением аэродинамических поверхностей самолёта. DOI: 10.34759/vst-2021-1-200-212.
2. 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.
3. Sataeva N.E., Boinovich L.B., Emelyanenko K.A., Domantovsky A.G., Emelyanenko A.M. (2020) Laser-assisted processing of aluminum alloy for the fabrication of superhydrophobic coatings withstanding multiple degradation factors, Surface and Coatings Technology 397:125993.doi:10.1016/j.surfcoat.2020.125993.

Superhydrophobic coating as the means of protection of aircraft from adverse environmental effects and atmospheric icing

Zhigulin I.E.¹, Emelyanenko K.A.², Boinovich L.B.²

¹ MAI, Moscow, Russia

² IPCE RAS, Moscow, Russia

The report provided new materials and functional coating used or planned to use in civil aeronautical production for enhancing operational characteristics and protection from adverse weather effects such as rain, slush, wet snow, and contaminating fluids with the ability to counter icing on aircraft.

The superhydrophobic coating is planned to be regularly exposed on the fuselage and wing skin, near engine and charging valves of aircraft hydraulic and fuel systems, thus the most severe requirements are expected applicable to new material. A large amount of research is requested for the novel superhydrophobic coating in laboratories and test centers.

For the experiment, superhydrophobic coatings developed at the IPCE RAS and planned for use on the wing skin were selected. This coating shows the high anti-icing properties with ice accumulation reduction on the lift surfaces while contacting with the hitting atmospheric water droplets or the ability to completely suppress ice formation [1]. The behavior of this coating will be shown in artificial ice conditions. Besides this, the resistance to contaminating aviation fluids will be proved for this type of coating. The new method for hydrophobic and superhydrophobic coating test conducting and its characteristic estimation for aircraft implementation was developed.

The results obtained by us using the developed method showed that superhydrophobic coatings for aluminum alloys created at the IPCE RAS with laser-assisted processing [2] may withstand the adverse effects of several contaminating fluids used in the operation of the aircraft, preserving the original superhydrophobic properties. Taking into account the previously obtained test results for the increased abrasive resistance and UV radiation resistance, and resistance to cyclic freezing/melting [3], it can be concluded that the use of new superhydrophobic coatings is promising to improve the operational characteristics of aircraft.

References

1. Zhigulin I.E., Emel'yanenko K.A., Sataeva N.E. (2021) Implementation of superhydrophobic coating to counter icing on aircraft. DOI: 10.34759/vst-2021-1-200-212.
2. 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.
3. Sataeva N.E., Boinovich L.B., Emelyanenko K.A., Domantovsky A.G., Emelyanenko A.M. (2020) Laser-assisted processing of aluminum alloy for the fabrication of superhydrophobic coatings withstanding multiple degradation factors, Surface and Coatings Technology 397:125993.doi:10.1016/j.surfcoat.2020.125993.

Долговечность и надежность болтовых соединений композитных конструкций при циклическом нагружении

Зинин А.В.¹, Болотников Б.И.¹, Кайков К.В.¹, Синцова Е.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Основные проблемы обеспечения прочности и долговечности болтовых соединений элементов конструкций из композиционных материалов связаны с их невысоким сопротивлением срезу и смятию [1].

Существующие методы оценки предельного состояния болтовых соединений композитных элементов основаны на анализе распределения напряжений в окрестности отверстия под крепеж и прогнозирования вида разрушения соединения в соответствии с гипотезой разрушения. В работе рассмотрены возможности использования двухпараметрической модели «характеристической кривой» [2], согласно которой предельное состояние наступает в некоторой внешней области вблизи отверстия, где формируется повреждение, достаточное для инициализации полного разрушения. Несущую способность болтового соединения предлагается оценивать в точках характеристической кривой, ограничивающей область предразрушения, по критерию Хашина, включающего 4 условия, каждое из которых ассоциируется с характерной формой разрушения слоя композита.

Прогнозирование показателей ресурса и надежности соединений выполнено с использованием модели деградации прочности при усталостном нагружении [3], связывающей долговечность с уровнем остаточной прочности композита, снижающимся вследствие накопления усталостных повреждений в критической области. Эта модель требует предварительного экспериментального определения кривой усталости и распределения предела прочности для композита данной укладки. Выполненные испытания на прочность и малоцикловую усталость болтовых соединений стеклопластиковых образцов установили корреляцию предела прочности соединений при статических нагрузках и пределов усталости при малоцикловом нагружении, что позволило статистически обосновано предложить уравнение единой кривой усталости в виде, соответствующем модели деградации прочности:

$$\sigma_{max} / \sigma_s = 1 - \gamma \lg N \quad .$$

Литература

1. Зинин А.В., Кайков К.В., Морозов Л.Н., Пустохайлов А.А. Томографическое исследование повреждаемости композитных конструкций в зоне контактного взаимодействия болтовых соединений. В сб.: Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред. Материалы XXIII международного симпозиума им. А.Г. Горшкова. 2017. С. 38-39.

2. Синцова Е.В., Зинин А.В., Болотников Б.И., Кайков К.В. Критерий предельного состояния болтовых соединений композитных конструкций. В кн.: Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред. Материалы XXVIII международного симпозиума им. А.Г. Горшкова. 2022. С. 162-164.

3. Зинин А.В., Дедова М.Н., Абрамова Е.А. Усталость и разрушение болтовых соединений композитных конструкций при малоцикловом нагружении // Решетневские чтения. – 2005. – Т. 1. – С. 150 -152.

Durability and Reliability of Bolted Joints Composite Structures Under Cyclic Loading

Zinin A.V.¹, Bolotnikov B.I.¹, Kaikov K.V.¹, Sintsova E.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The major problems of ensuring the strength and durability of bolted joints of structural elements made of composite materials are related to their low resistance to shear and bearing [1].

The available methods for assessing the limit state of bolted joints of composite elements are based on the analysis of stress distribution in the proximity of the fastener hole

and predicting the type of joint failure under the fracture hypothesis. The paper considers the possibility of using the two-parameter "characteristic length" model [2], according to which the limit state occurs in an external region near the hole, where sufficient damage is formed to initiate a complete failure. The bearing capacity of a bolted joint is proposed to be evaluated at the points of the characteristic curve limiting the prefracture zone by the Hashin criterion, including 4 conditions, each associated with a characteristic form of composite layer fracture.

Prediction of service life and reliability of joints is performed using the strength degradation model under fatigue loading [3], linking durability with the level of residual strength of the composite, decreasing due to accumulation of fatigue damage in the critical area. This model requires a preliminary experimental determination of the fatigue curve and ultimate strength distribution for a given layout composite. The strength and low-cycle fatigue tests performed on bolted joints of fiber-glass samples have established a correlation between the joint strength under static loads and the fatigue limits under low-cycle loading, which allowed a statistically justified proposal of a unified fatigue curve equation in a form corresponding to the strength degradation model:

$$\sigma_{max}/\sigma_u = 1 - \gamma \lg N \quad .$$

References

1. Zinin A.V., Kaikov K.V., Morozov L.N., Pustokhailov A.A. Tomographic study of the damage of composite structures in the zone of contact interaction of bolted joints. In: *Dynamic and Technological Problems of Mechanics of Constructions and Continuous Mediums*. Proceedings of the XXIII International Symposium. 2017. - pp. 38-39.

2. Sintsova E.V., Zinin A.V., Bolotnikov B.I., Kaikov K.V. Limiting State Criterion for Bolted Joints Composite Structures. In: *Dynamic and Technological Problems of Mechanics of Constructions and Continuous Mediums*. Proceedings of the XXVIII International Symposium. 2022. - pp. 162-164.

3. Zinin A.V., Dedova M.N., Abramova E.A. Fatigue and fracture of bolted joints of composite structures under low-cycle loading // *Reshetnev readings*. - 2005. - v. 1. - pp. 150 - 152.

Конструктивно-силовые схемы авиационных конструкций на основе композитных анизотридных элементов

Зинин А.В.¹, Азиков Н.С.²

¹МАИ, г. Москва, Россия, ²ИМАШ РАН, г. Москва, Россия

Одной из ключевых технологий создания новых образцов скоростного воздушного транспорта является применение полимерных композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов (ЛА), обладающих преимуществами перед традиционными металлическими материалами вследствие высоких удельных характеристик жесткости, прочности и выносливости. Перспективной концепцией повышения весовой эффективности ЛА представляется использование в качестве силовых элементов композитных сетчатых (анизотридных) конструкций. Сетчатая топология формирует такую схему нагружения, в которой ребра сетки обеспечивают одновременно мембранную и изгибную жесткость конструкции, в отличие от традиционных подкрепленных панелей, где обшивка является силовым звеном, а подкрепление служит для обеспечения локальной изгибной жесткости и устойчивости [1]. С помощью КЭ-моделирования проведен анализ эффективности применения сетчатых композитных элементов в основных агрегатах авиационной техники – крыла самолета и лопасти несущего винта вертолета.

Рассмотрена конструктивно-силовая схема (КСС) крыла с сетчатыми композитными 3D-элементами поперечного набора, которые позволяют осуществить перераспределение потоков между силовыми элементами крыла по сравнению с «классической» схемой. Конструктивно анизотридные силовые элементы выполнены в виде сетчатых нервюр с замкнутым контуром, верхняя и нижняя поверхности которых

соответствуют аэродинамическому контуру крыла, а торцевые поверхности образуют стенки лонжеронов [2]. Использование трехмерных сетчатых нервюр в качестве несущих элементов обеспечивает необходимую изгибную и крутильную жесткости крыла и почти 25% снижения массы конструкции за счет применения тонких несиловых обшивок.

Возможности применения анизотридных элементов в конструкции вертолета исследовались на примере лонжерона лопасти несущего винта в виде сетчатой структуры, образованной семействами осевых и спиральных ребер [3]. Для вертолета средней категории расчетом показано, что снижение массы лопасти с сетчатым лонжероном возможно при изменении конструктивной схемы путем установки горизонтального шарнира, снижающего нагрузки на лопасть. Такая КСС дает возможность снизить напряжения и деформации сетчатого лонжерона, что позволяет уменьшить размеры ребер сетки и, соответственно, массу всей лопасти на 22%.

Литература

1. Azikov N.S., Zinin A.V. A destruction model for an anisogrid composite structure // *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*. 2018. Т. 47. № 5. С. 427-436.

2. Azikov N.S., Zinin A.V., A. E. Alipov A.E., Kosarev V. A. Effective Application of an Anisogrid Composite to Design the Components of the Aircraft Wing Structure // *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*. – 2021. – Vol. 50. – No Suppl. 1. – p. S23-S31.

3. Азиков Н. С., Зинин А.В. Оценка прочности и усталости сетчатой композитной конструкции // *Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред: Материалы XXIII международного симпозиума им. А.Г. Горшкова*. – М., 2017. — Т.2. — С. 4-5.

Structural design aircraft units of composite anisogrid elements

Zinin A.V.¹, Azikov N.S.¹

¹ MAI, Moscow, Russia, ² IMASH RAN, Moscow, Russia,

One of the key technologies for creating new models of high-speed air transport is the use of polymeric composite materials in aircraft structures, which have advantages over traditional metal materials due to high specific characteristics of stiffness, strength, and durability. Using composite mesh (anisogrid) structures as power elements seems to be a promising concept for increasing the weight efficiency of an aircraft. The mesh topology forms a loading scheme in which the mesh ribs provide both membrane and bending stiffness of the structure, in contrast to traditional reinforced panels, where the shell is the force link and the reinforcement serves to provide local bending stiffness and stability [1]. With the help of FE-modeling, the application efficiency analysis of mesh composite elements in the primary units of aviation equipment – aircraft wing and helicopter main rotor blade – was carried out.

The structural-power scheme (SPS) of the wing with mesh composite 3D elements of the transverse set, which allows to carry out redistribution of flows between the power elements of the wing compared to the "classic" scheme, is considered. Structurally, the anisogrid power elements are made in the form of mesh ribs with a closed contour, the upper and lower surfaces of which correspond to the aerodynamic contour of the wing, and the end surfaces form the spar walls [2]. The use of 3D mesh ribs as load-bearing elements provides the necessary bending and torsional stiffness of the wing and an almost 25% reduction in the weight of the structure due to the use of thin secondary shells.

The possibility of using anisogrid elements in helicopter design was investigated on the example of the main rotor blade spar in the form of a mesh structure formed by families of axial and spiral ribs [3]. For a medium category helicopter, the calculation shows that reducing the weight of the blade with a mesh spar is possible by changing the design scheme by installing a horizontal flapping hinge, which reduces the blade loads. This SPS allows to

lessen the stresses and deformations of the mesh spar, thus reducing the size of the mesh ribs and, accordingly, the weight of the entire blade by 22%.

References

1. Azikov N.S., Zinin A.V. A destruction model for an anisogrid composite structure // Journal of Machinery Manufacture and Reliability. 2018. T. 47. № 5. С. 427-436.

2. Azikov N.S., Zinin A.V., A. E. Alipov A.E., Kosarev V. A. Effective Application of an Anisogrid Composite to Design the Components of the Aircraft Wing Structure // Journal of Machinery Manufacture and Reliability. – 2021. – Vol. 50. – No Suppl. 1. – p. S23-S31.

3. Azikov N.S., Zinin A.V. Estimation of Strength and Fatigue of Anisogrid Composite Structure // In: Dynamic and Technological Problems of Mechanics of Constructions and Continuous Mediums». Proceedings of the XXIII International Symposium. 2017.v.2, pp. 4-5.

Инновационный программный комплекс для решения задач прочности летательных аппаратов

Калуцкий Н.С.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В работе предлагается перспективный программный комплекс для численного решения задач прочности авиационных конструкций.

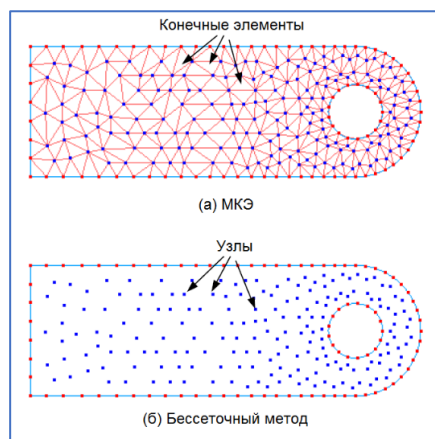
В настоящее время стандартом инженерного анализа конструкций является метод конечных элементов (МКЭ) [2]. На базе МКЭ разработаны и широко применяются коммерческие пакеты ПО (Ansys, Abaqus, Nastran и т.д.). При всех своих достоинствах, МКЭ обладает рядом недостатков:

- необходимость создания сетки;
- зависимость точности решения от геометрических характеристик конечных элементов;
- деградация геометрии конечных элементов при больших деформациях;
- дискретность получаемых результатов, например поля напряжений (необходимо осреднение, что снижает точность).

Основным недостатком применения МКЭ является необходимость создания сетки. Решающий вклад в стоимость работы с МКЭ оказывает трудоёмкость “ручного” создания сетки инженером.

Указанные недостатки возможно устранить если отказаться от сетки. Это вызвало к появлению семейства «бессеточных» численных методов [1]. На рисунке ниже показано сравнение двух подходов. На базе бессеточного метода БМГ (безэлементный метод Галёркина) разработан программный комплекс «Дубна-2000», реализующий перспективный бессеточный метод.

Программный комплекс «Дубна-2000» позволяет использовать готовую САД-геометрию детали для прочностного расчёта с минимальными доработками и таким образом значительно ускорять проведение прочностного анализа перспективных авиационных конструкций.



Литература

1. G.R. Liu. Meshfree Methods: Moving Beyond the Finite Element Method. – USA: CRC press, 2002, 712 p.
2. Образцов И.Ф., Савельев Л.М., Хазанов Х.С., Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов – М.: Высшая школа, 1985

Innovative Software for Airframe Strength Analysis

Kalutskiy N.S.¹

¹MAI, Moscow, Russia

An innovative software package for numerical simulation of airframe structures is proposed.

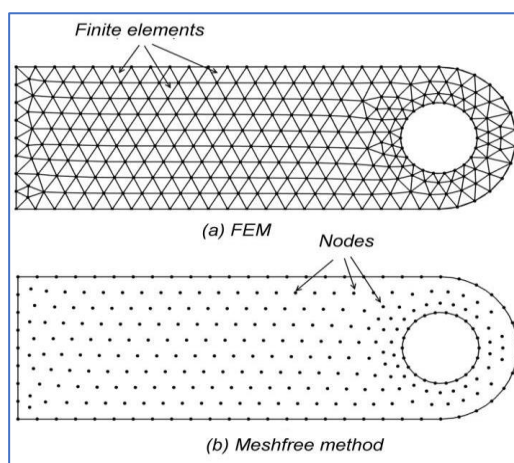
Nowadays, a standard “de-facto” for developing mechanical stress analysis CAE applications is finite-element method (FEM) [2]. Wide range of commercial FEM software packages is available (Ansys, Abaqus, Nastran, etc.). However, along with advanced features, FEM has some intrinsic disadvantages:

- the need of mesh generation;
- the loose coupling of analysis quality and geometric properties of finite elements;
- mesh distortion under large deformation;
- discretization in results recovery (i.e. stress field). Different averaging techniques are required, which lead to precision loss.

Among all listed features the crucial is a mesh generation requirement. Typically, this is the most time and labor consuming task in any FEM project. Unfortunately, this stage cannot be overcome by means of automation as it requires expert skills.

All mentioned disadvantages might be neglected in case of getting rid of the mesh. There exist for quite a while a group of so-called “mesh free” numerical methods [1]. Refer to the picture below for schematic comparison of two methods. An Element Free Galerkin method was chosen to develop a mesh free software package “Dubna-2000”.

“Dubna-2000” features the opportunity to run CAE simulation directly on CAD model with very few extra activities. In this way the airframe stress analysis cost might be reduced dramatically.



References

1. G.R. Liu. Meshfree Methods: Moving Beyond the Finite Element Method. – USA: CRC press, 2002, 712 p.
2. Obraztsov I.F., Saveliev L.M., Khazanov Kh.S., Finite element method in problems of structural mechanics of aircraft - Higher school, 1985

Разработка материала ПКМ со сверхмалой концентрацией ОУНТ с целью повышения усталостных характеристик для применения в сверхзвуковом пассажирском самолете нового поколения

Ковтунов С.С.¹, Насонов Ф.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В данной работе разработан новый нано-материал, матрицей служит эпоксидная смола низкой вязкости АСМ-12Р, волокной является УМТ-49S-12К-ЕР, наномодификатором являются одностенные углеродные нанотрубки (ОУНТ) Tuball Matrix 201. Предметом исследования является установление закономерностей структуры системы рассматриваемых ПКМ: структура, состав и качество исходных компонентов / диспергирование ОУНТ в матрице ПКМ / технология получения ПКМ армированных ОУНТ / испытание полученных элементарных образцов.

Целью работы является разработка и исследование нового конструкционного полимерного композиционного материала с улучшенными механическими и физическими характеристиками, за счёт модифицирования матрицы ПКМ углеродными нанотрубками, для применения в перспективных авиакосмических конструкциях повышенной надежности, безопасности, энергоэффективности и функциональности.

В соответствии с целью в работе выполнены следующие задачи:

- Определение вязкости матрицы при помощи роторного вискозиметра.
- Исследование кинетики протекания реакций отверждения и релаксационных переходов в матрице ПКМ при помощи ДСК.
- Определение температуры стеклования матрицы ПКМ при помощи ДМА. [1]
- Определение плотности матрицы РСМ методом гидростатического взвешивания.
- Выявление оптимальных параметров диспергирования ОУНТ в полимерной матрице ультразвуковым методом.
- Изготовление панелей ПКМ методом VaRTM.
- Определение статических прочностных и жесткостных характеристик элементарных образцов посредством испытаний на растяжение и межслоевой сдвиг [2,3].
- Исследование усталостной прочности элементарных образцов посредством испытаний на циклическое растяжение [4].

- Анализ деградации жесткости полученных материалов статическим и динамическим методами определения.
- Определение объемной доли волокна и объемного содержания пор путем травления PCM в серной кислоте.
- Контроль качества ПКМ посредством неразрушающего контроля и оптической микроскопии.

Литература

1. CSN EN 6032 Aerospace series - Fibre reinforced plastics - Test method - Determination of the glass transition temperatures (2015).
2. Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959. United States.
3. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959. United States.
4. Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959. United States.

Development of a PCM material with an ultra-low concentration of SWCNT in order to increase fatigue characteristics for use in a new generation supersonic passenger aircraft

Kovtunov S.S.¹, Nasonov F.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

In this work, a new nanomaterial has been developed, the matrix is a low-viscosity epoxy resin ACM-12P, the fiber is UMT-49S-12K-EP, the nano-modifier is single-walled carbon nanotubes (SWNT) Tuball Matrix 201. The object of the study is the mechanical properties of PCM modified with single-walled carbon nanotubes (SWCNT).

The subject of the study is to establish the regularities of the structure of the system of the considered PCM: structure, composition and quality of the initial components / dispersion of SWCNT in the PCM matrix / technology for obtaining PCM reinforced SWCNT / testing of the obtained elementary samples.

The purpose of the work is to develop and study a new structural polymer composite material with improved mechanical and physical characteristics, by modifying the PCM matrix with carbon nanotubes, for use in advanced aerospace structures of increased reliability, safety, energy efficiency and functionality.

In accordance with the purpose of the work, the following tasks have been completed:

- Determination of matrix viscosity using a rotary viscometer.
- Investigation of the kinetics of the course of curing reactions and relaxation transitions in the PCM matrix using DSC.
- Determination of the glass transition temperature of the PCM matrix using DMA [1].
- Determination of the density of the PCM matrix by hydrostatic weighing.
- Identification of optimal parameters of SWCNT dispersion in a polymer matrix by ultrasound method.
- Manufacturing of PCM panels by VaRTM method.
- Determination of static strength and stiffness characteristics of elementary samples by means of tensile and interlayer shear tests [2,3].
- Investigation of the fatigue strength of elementary samples by means of cyclic tensile tests [4].
- Analysis of the degradation of the stiffness of the obtained materials by static and dynamic methods of determination.
- Determination of fiber volume fraction and pore volume content by etching PCM in sulfuric acid.

- Quality control of PCM through non-destructive testing and optical microscopy.

References

1. CSN EN 6032 Aerospace series - Fibre reinforced plastics - Test method - Determination of the glass transition temperatures (2015).
2. Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959. United States.
3. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959. United States.
4. Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959. United States.

Система многодисциплинарного анализа прочности и веса конструкций гражданских самолетов на предварительных этапах проектирования

Шаныгин А.Н.¹, Кондаков И.О.¹, Дубовиков Е.А.¹, Ведерников Д.В.¹, Чернов А.В.¹,
Фомин Д.Ю.¹

¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Одной из ключевых задач предварительных этапов проектирования гражданских самолетов является определение базовых параметров геометрии конструкции. Эта задача требует значительных трудозатрат, поскольку проводится поиск областей оптимальных параметров конструкции. Чтобы снизить трудозатраты, используются приближенные методы и упрощенные модели, что приводит к значительным ошибкам в результатах вычислений, которые приходится проверять на последующих этапах.

Представленная система численного анализа прочности конструкций гражданских самолетов является полностью автоматизированной и способна искать параметры оптимальной внешней геометрии самолета и параметры его конструкции. Система основана на многоуровневом подходе к моделированию авиаконструкций [1], который предполагает использование четырех параметрических вложенных КЭ-моделей, построенных на четырех основных уровнях детализации: планер, отсек, панель, элемент. Каждая модель служит для решения различных задач местной и общей прочности, а связь между моделями обеспечивается автоматически благодаря принципу вложенности. Для специальных нелинейных задач, таких как устойчивость панелей, используется ряд специальных аналитических методов, встроенных в процедуру решения [2].

Основные преимущества применения системы для предварительного проектирования самолета следующие:

- высокая точность определения параметров напряжений/деформаций и веса;
- сниженная трудоемкость и длительность процедуры проектирования;
- возможность проводить параметрические исследования зависимости веса конструкции от различных параметров конструкции.

Описаны несколько примеров применения системы для предварительных этапов проектирования самолетов различных компоновок и дана оценка эффективности системы.

Литература

1. Shanygin, A., Fomin, V., & Zamula, G. (2010, September). Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures. In Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (pp. 1970-1978).
2. Ierusalimsky, K. M., & Fomin, V. P. (2002). Buckling of compression-loaded multispan stiffened panel upon failure of joints between panel and supports. Thin-walled structures, 40(4), 371-383.

System for Multidisciplinary Numerical Strength and Weight Analysis of Civil Aircraft Structures at Preliminary Stages of Design

Shanygin A.N.¹, Kondakov I.O.¹, Dubovikov E.A.¹, Vedernikov D.V.¹, Chernov A.V.¹,
Fomin D. Yu.¹

¹ TsAGI, Zhukovsky, Russia

One of the key tasks of preliminary stages of civil aircraft design is to define basic parameters of aircraft structure geometry. This task requires significant labor input, as the search of optimal zones of structure parameters is performed. In order to decrease the labor, approximate methods and simplified models are used, that lead to considerable errors in calculations, which have to be refined at later stages.

The presented system of numerical strength analysis of civil aircraft structures is a fully automated algorithm of aircraft design, capable of searching optimal external geometry of aircraft as well as its structure parameters. The system is based on multilevel approach to modeling of airframes [1], which presumes application of four parametrical nested FEM-models built on four basic levels of detailing: airframe, section, panel, element. Each model serves for different tasks of local and global strength and connection between the models is provided automatically, due to the nesting principle. For special non-linear tasks, such as panels' buckling a set of specifies analytical methods are also implemented into the solution procedure [2].

The main advantages of application of the system for preliminary aircraft design are:

- high accuracy of stress/strain parameters and weight predictions;
- reduced labor input and duration of design procedure;
- possibility to carry out parametric investigations of airframe weight dependence on different structure parameters.

Several examples of application of the system for the preliminary design of aircraft with various configurations are described and estimation of effectiveness of the system is given.

References

1. Shanygin, A., Fomin, V., & Zamula, G. (2010, September). Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures. In Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (pp. 1970-1978).

2. Ierusalimsky, K. M., & Fomin, V. P. (2002). Buckling of compression-loaded multispan stiffened panel upon failure of joints between panel and supports. Thin-walled structures, 40(4), 371-383.

Получение стойких супергидрофобных покрытий на поверхности краски с применением лазерной обработки и нанесения гидрофобизатора

Кузина Е.А.¹, Емельяненко К.А.¹, Домантовский А.Г.¹,
Емельяненко А.М.¹, Бойнович Л.Б.¹

¹ ИФХЭ РАН, г. Москва, Россия

В данной работе представлен новый метод получения супергидрофобного состояния на окрашенных поверхностях. Проверены стойкость полученных образцов при контакте с водой и абразивная стойкость.

Создана серия супергидрофобных покрытий с использованием метода лазерной обработки поверхности краски с последующей хемосорбцией гидрофобного агента. Варьирование режимов лазерной обработки позволило получить поверхности с различной морфологией. Кроме этого, исследована химическая и механическая стойкость покрытия. Представлен метод придания супергидрофобных свойств, позволяющий в значительной степени повысить химическую стойкость и достичь удовлетворительной механической стойкости супергидрофобного покрытия.

Полученные результаты показывают, что лазерная обработка краски в сочетании с гидрофобизацией фтороксисиланами позволяет получать покрытия с высокой стойкостью к типичным эксплуатационным нагрузкам.

В качестве подложек для приготовления супергидрофобных покрытий использовали пластину из углепластика, на которую была нанесена краска - фторполиуретановая эмаль марки ВЭ-69 (производитель – ФГУП «ВИАМ»).

Литература

1. Е. А. Кузина, К. А. Емельяненко, А. Г. Домантовский, А. М. Емельяненко, Л. Б. Бойнович. Получение стойких супергидрофобных покрытий на поверхности краски с применением лазерного текстурирования и нанесения гидрофобизатора // Коллоидный журнал. – 2022. – Т. 84. - №4. – С. 453-464.

Obtaining resistant superhydrophobic coatings on the paint surface using laser treatment and applying a hydrophobizer

Kuzina E. A.¹, Emelyanenko K.A.¹, Domantovsky A. G.¹,
Emelyanenko A. M.¹, Boinovich L.B.¹
¹ IPCE RAS, Moscow, Russia

This paper presents a new method of obtaining a superhydrophobic state on painted surfaces. The durability of the samples in contact with water and abrasive wear resistance were tested.

There were obtained a series of superhydrophobic coatings, using method of laser treatment with following chemisorption of hydrophobic agent. Varying the laser treatment mode let to obtain surfaces with various morphology. Moreover, there were examined chemical and mechanical stability of received coatings. A new method for imparting superhydrofobic properties, which let significantly increase chemical stability and achieve satisfactory mechanical stability of the superhydrophobic coating, was presented.

The results show, that synergy of laser treatment and following hydrophobisation with fluoroxysilanes allows obtaining coatings with high stability to typical explorative loads.

As substrates for the preparation of superhydrophobic coatings, we used a carbon fiber plate, which was coated with fluoro-polyurethane enamel of the VE-69 brand (manufactured by FSUE VIAM).

References

1. Kuzina E. A., Emelyanenko K. A., Domantovsky A. G., Emelyanenko A. M., Boinovich L. B. Preparation of stable superhydrophobic coatings on a paint surface with the use of laser treatment followed by hydrophobizer deposition.// Colloid Journal – 2022. – Т. 84. - №4. – С. 453-464.

Нерегулярная сетчатая КСС оболочки отсека фюзеляжа с переменным в поперечном сечении углом наклона спиральных ребер

Левченков М.Д.¹, Дубовиков Е.А.¹, Марескин И.В.¹, Миргородский Ю.С.¹, Беликов С.Э.¹

¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Появление полимерных композиционных материалов (ПКМ) в авиастроении открыло новые возможности по повышению весовой эффективности авиационных конструкций и поставило перед конструкторами задачу по поиску оптимальной конструктивно-силовой схемы (КСС) для данного типа материала. Как показала практика, применение композитных материалов в рамках традиционных (обшивочных) КСС сопряжено с появлением проблем, связанных с низкой ударпрочностью и наличием концентраторов напряжений на микроуровне из-за структурной неоднородности, что несвойственно для металлов, но характерно для композитов.

Для преодоления указанных проблем рационально использование реберной КСС, выгодно использующий сильные стороны композитных материалов и нивелирующих слабые. Данный тип КСС пришел в авиацию из ракетостроения, где долгое время успешно применяется в ракетах-носителях, и к настоящему моменту имеется ряд исследований по использованию сетчатых КСС в реальных авиационных проектах.

Одной из задач при создании сетчатой КСС является проектирование оптимальной геометрии сетчатой структуры. Путем изменения геометрии сетки по поверхности фюзеляжа становится возможным добиться наименьшего веса при соблюдении необходимых требований прочности. В данной работе представлены исследования по поиску оптимальной геометрии реберной сетки нерегулярной структуры для конструкций реберных отсеков фюзеляжа.

Non-regular lattice structural layout for fuselage barrel with variable in cross-section tilt angle of spiral ribs

Levchenkov M. D.¹, Dubovikov E.A.¹, Mareskin I.V.¹, Mirgorodsky Yu.S.¹, Belikov S.E.¹
¹TsAGI, Zhukovsky, Russia

The emergence of composite materials (CM) in aircraft construction has opened up new possibilities for increasing the weight efficiency of aircraft structures and has set the designers the task of finding optimal structural layout (SL) for them. The time has shown that the use of composite materials in frames of traditional (skin) structural layout is associated with the appearance of problems connected with low impact strength and the presence of stress concentrators at the microlevel due to structural heterogeneity, which is unusual for metals, but typical for composites.

To overcome these problems, it is rational to use a lattice structural layout, which advantageously uses pros of composite materials and levels out the cons. This type of SL came to aviation from space industry, where it has been successfully used in launch vehicles for a long time, and by now there is a number of studies on the use of lattice structural layouts in real aircraft projects.

One of the tasks in creating a lattice SL is to design the optimal geometry of the grid structure. By changing the shape of the lattice along the surface of the fuselage, it becomes possible to achieve the lowest weight while meeting the necessary strength requirements. This study presents the investigation of the optimal shape of the irregular lattice structure for grid fuselage barrels.

Проектирование сжатых тонких анизотропных панелей кессона крыла при закритическом состоянии

Митрофанов О.В.¹, Шкурин М.В.¹
¹МАИ, г. Москва, Россия

Использование композитных материалов для несущих гладких панелей кессона крыла самолетов малой грузоподъемности может приводить к повышению весовой эффективности [1]. Объектами исследований данной работы являются тонкие гладкие несущие панели анизотропной структуры, которые могут быть использованы для конструкции кессона крыла обратной стреловидности. Рассмотрен случай действия на крыло максимального изгибающего момента, когда основным силовым фактором, воздействующим на панели кессона, является сжатие при незначительных касательных усилиях от крутящего момента. Целью данной работы является разработка методики определения толщин тонких анизотропных панелей при допустимости закритического поведения при сжимающих нагрузках близких к расчетному уровню. В соответствии с методологией проектирования несущих панелей по закритическому состоянию [2] рассмотрено аналитическое решение геометрически нелинейной задачи для анизотропных прямоугольных панелей при шарнирном опирании и предложена методика проектирования сжатых панелей, основанная на условии достижения предельных по прочности напряжений при закритическом поведении. Проведен анализ полученного аналитического выражения для определения нормальных мембранных напряжений и представлено выражение для определения минимальной толщины панели. Особое внимание уделено задаче определения потенциально-критических мест анизотропной панели при закритическом поведении, в которых напряжения могут

достигать максимальных по модулю значений. Предложенная методика может быть использована для экспертной оценки толщин тонких несущих панелей анизотропной структуры при действии сжимающих усилий.

Литература

1. Митрофанов О.В. Актуальные проблемы расчета и проектирования анизотропных панелей при обеспечении устойчивости и прочности при закритическом состоянии // Естественные и технические науки. 2021, №11(162), С. 221-223. DOI 10.25633/ETN.2021.11.16.

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

Design of Compressed Thin Anisotropic Wing Caisson Panels in a Postbuckling Behaviour

Mitrofanov O.V.¹, Shkurin M.V.¹

MAI, Moscow, Russia

The use of composite materials for the load-bearing smooth panels of the wing caisson of low-capacity aircraft can lead to an increase in weight efficiency [1]. The objects of the research in this paper are thin smooth load-bearing panels of anisotropic structure, which can be used for the construction of a reverse sweep wing caisson. Consider the case of the maximum bending moment acting on the wing, when the main force factor acting on the caisson panels is compression with insignificant tangential forces from the torque. The purpose of this work is to develop a methodology for determining the thicknesses of thin anisotropic panels when permitting postbuckling behavior under compressive loads close to the design level. In accordance with the methodology of designing load-bearing panels according to the postbuckling behavior [2] analytical solution of geometrically nonlinear problem for anisotropic rectangular panels with hinged support is considered and the methodology of designing compressed panels, based on the condition of reaching the ultimate strength stresses at postbuckling behavior is proposed. The obtained analytical expression for determining the normal membrane stresses is analyzed and an expression for determining the minimum thickness of the panel is presented. Particular attention is paid to the problem of determining the potential-critical places of anisotropic panel under the postbuckling behavior, in which the stresses can reach the maximum modulo values. The proposed method can be used for expert estimation of thicknesses of thin load-bearing panels of anisotropic structure under the action of compressive forces.

References:

1. Mitrofanov O.V. Actual problems of calculation and design of anisotropic panels in providing stability and strength under postbuckling behaviour // Natural and Technical Sciences. 2021, Vol. 11, No. 162, p. 221-223. DOI 10.25633/ETN.2021.11.16.

2. Mitrofanov O.V. Design of load-bearing panels of aircraft structures for the postbuckling behaviour. Moscow: MAI (National Research University), 2020, 160 p. ISBN 978-5-4316-0757-8.

Отработка нового конструктивного решения фюзеляжа в зоне выреза под люк

Павельчук М.В.¹, Болдырев А.В.¹

¹ Самарский университет, г. Самара, Россия

Важной задачей на ранних стадиях проектирования ЛА является отработка конструктивных решений при моделировании авиационных конструкций, что позволяет исследовать и отыскивать новые технические решения с использованием средств топологической оптимизации.

Цель работы – провести разработку нового конструкторско-технологического решения по силовой схеме конструкции (ССК) фюзеляжа в зоне больших вырезов с применением разработанной методики проектирования [1] в среде системы NASTRAN

для повышения весовой эффективности. На примере модельной задачи проектирования отсека фюзеляжа в зоне выреза под люк на учёт случаев нагружения «внутреннее избыточное давление» и «кручение отсека» рассматриваются ССК: традиционное техническое решение, техническое решение с цельной внутренней панелью, новое техническое решение с внутренними панелями, расположенными в углах выреза [1].

Результаты проведённого вычислительного эксперимента содержат:

- Оценку достоверности математических моделей;
- Результаты структурной и параметрической оптимизации моделей конструкций с определением коэффициента концентрации напряжений на контуре выреза;
- Оценку массы для компенсации выреза для каждого варианта ССК с определением критерия весовой эффективности выреза в оболочке – отношения дополнительной массы материала для компенсации выреза к массе вырезанного материала;
- Результаты расчёта фюзеляжа с учётом ограничений на обобщённые перемещения и деформацию сечений на основе комбинированной оптимизационной модели тела переменной плотности [2];
- Рациональную форму окантовки обшивки в зоне выреза и внутренней панели с учётом толщин подкрепляющих их накладок, найденную в ходе топологической оптимизации;
- Оценку ресурса конструктивных решений окантовок выреза;
- Оценку учёта нелинейных эффектов при проектировании фюзеляжа;
- Оценку перспектив применения нового конструктивного решения [3].

В результате исследований найдено новое конструктивное решение, для которого теоретически необходимая масса материала для компенсации выреза снижена на 17,7 % относительно традиционного решения при сохранении ресурса исходной конструкции.

Литература

1. Болдырев А.В., Павельчук М.В., Синельникова Р.Н. Развитие методики топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 62–71.
2. Павельчук М. В., Болдырев А. В. Проектирование фюзеляжа в зоне выреза с учётом ограничений на обобщённые перемещения и деформацию сечений // Актуальные проблемы авиации и космонавтики: сб. тез. докл. VIII Междунар. науч.-практич. конф., посвящ. Дню космонавтики, 11 – 15 апреля 2022 г. Красноярск: СибГУ, 2022.
3. Павельчук М.В. Оценка перспектив применения нового конструктивного решения окантовок фюзеляжа в зоне выреза под люк // Гражданская авиация: XXI век.: сб. тезис. докл. XIV Междунар. молодёжн. науч. конф., посвящ. Всемирному дню авиации и космонавтики, 14 – 15 апреля 2022 г. – Ульяновск: УИГА, 2022. – С. 28-29.

A development the fuselage new engineering structural solution in the hatch cutout zone

Pavelchuk M.V.¹, Boldyrev A.V.¹

¹Samara University, Samara, Russia

A development an engineering structural solutions at the simulation an aviation constructions, that makes it possible to explore and find new technical solutions using topological optimization tools is an important task at the early design stages an aircraft structures.

Aim of the work is to develop a new engineering and technological solution of the fuselage structural layout in the large cutouts zone using the developed technique designing [1] to increase weight efficiency in the NASTRAN system environment. By the example of model problem a designing an fuselage compartment in the hatch cutout zone, taking into account two loading cases – «internal overpressure» and «compartment torsion» are considering the structural layouts construction: a traditional engineering solution with

longitudinal beams, the engineering solution with a whole internal panel, a new engineering solution with inner panels located in the cutout corners [1].

Results of the performed computational experiment are contained:

- Validity estimation the mathematical models;
- Results of structural and parametric optimization an structures models with the determination a stress concentration factor on a cutout contour;
- Estimation of the mass for compensating cutout for each variant the structural layout with a determination the criterion weight efficiency cutout in shell – the ratio of additional mass material to compensate the cutout to the mass deleted material;
- Results of a calculation fuselage to take into account the restrictions on generalized displacements and cross-sections warp based on a combined optimization model a variable density body [2];
- Rational form a frame around cutout of skin in the cutout zone and internal panel, taking into account the thicknesses overlays reinforcing them, found during the topological optimization;
- Service life estimation the frame around cutout of structural solutions;
- Evaluation taking into account the nonlinear effects at fuselage designing;
- Evaluation of application prospects new engineering structural solution [3].

As a results of research a new constructive engineering solution was found, for which the theoretically required mass of material for compensating cutout was reduced by 17.7 % relative to the traditional engineering solution while preserving a service life the original structure.

References

1. Boldyrev A.V., Pavelchuk M.V., Sinelnikova R.N. Enhancement of the fuselage structure topological optimization technique in the large cutout zone // Aerospace MAI Journal (Vestnik of the Moscow Aviation Institute). 2019. V. 26. No 3. P. 62–71.

2. Pavelchuk M.V., Boldyrev A.V. The fuselage designing in the region of cutout to take into account the restrictions on generalized displacements and cross-sections warp // Actual problems of aviation and cosmonautics: book of abstracts VIII Int. Scientific and Practical Conf., dedicated to the Cosmonautics Day, April 11 – 15, 2022. Krasnoyarsk: SibGU, 2022.

3. Pavelchuk M.V. Evaluation of application a prospects new engineering structural solution the fuselage frame around cutout in the hatch cutout zone // Civil aviation: XXI century: book of abstracts XIV International Youth Scientific Conf., dedicated to The World Aviation and Cosmonautics Day, April 14 – 15, 2022. – Ulyanovsk: UIGA, 2022. – P. 28-29.

Особенности применения новых перспективных конструкционных вспененных материалов в композитных конструкциях ЛА различного назначения, изготовленных методом вакуумной инфузии

Конюшок В.В.^{1,2}, Насонов Ф.А.¹, Рыжова Е.С.^{1,2}

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² ШТУ, г. Шанхай, КНР

Настоящий доклад посвящен разработке методов технологического усовершенствования VARTM процесса для последующей реализации новых конструктивных решений при изготовлении деталей ЛА различного назначения из ПКМ [1].

Главная идея - переход от технологической оснастки к вспененным материалам, способным закладывать геометрию изготавливаемой детали, где в последствие пенопласт обретает функции неотъемного заполнителя.

В работе использовались образцы пенопласта марки «Acrimid» - новейшей отечественной разработки НИИ Полимеров имени академика Каргина.

Проведен учет совместимости требований, предъявляемым к компонентам для последующей переработки методом вакуумной инфузии.

Данная работа является комплексной, поэтому также направлена на решение конструктивных вопросов проектирования и использования композитных конструкций.

Первый важный критерий – низкая влагостойкость трехслойных панелей с сотоблоком. Наличие жесткой ячеистой структуры пенопласта способна значительно увеличить влагостойкость сэндвич панелей.

Вторым преимуществом является увеличение прочности конструкции с наполнителем, на основе эксперимента по нагружению конструктивно-подобных образцов по типу трехточечного изгиба балки [2].

Для его реализации был проведен аналитический расчет панели кессона крыла самолета, образцы которой был испытан в САЕ среде «Abaqus».

В результате был проведен сравнительный анализ двух КПО: образца без наполнителя и образца, с пенопластовой сердцевиной на основе четырех параметров критерия отказа по теории Хашина [3].

Исходя из этого отметим: использование пенопласта при изготовлении деталей и узлов из ПКМ авиационного назначения возможно в полной мере. За счет сразу трех параметров:

- оптимизированная технологическая составляющая;
- замена сот из-за плохой влагостойкости;
- увеличение прочностных параметров конструкции по сравнению с классической двухслойной панели.

Литература

1. Конюшок В.В., Насонов Ф.А. Применение инфузионных технологий в авиастроении // XXV Туполевские чтения (Школа молодых ученых): Международная молодежная научная конференция, 2021: Материалы конференции. Сбор отчетов. - В 6 том; Т. 1. - Казань: Изд-во ИП Сагиева А.Р., 2021. - С. 434 - 439.

2. ISO:14125:1998, Fiber-reinforced plastic composites - Determination of flexural properties MOD // Moscow. StandartInform. 2016. – 18 P.

3. Hashin, Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites // Journal of Applied Mechanics. – 1980 vol. 47, P. 329–334.

Features of the use of new promising structural foam materials in composite aircraft structures for various purposes, manufactured by vacuum infusion

Koniushok V.V.^{1,2}, Nasonov F.A.¹, Ryzhova E.S.^{1,2}

¹ MAI, Moscow, Russia

² SJTU, Shanghai, China

This report is devoted to the development of methods for technological improvement of the VARTM process for the subsequent implementation of new design solutions in the manufacture of aircraft parts for various purposes from PCM [1].

The main idea is the transition from technological equipment to foamed materials capable of laying the geometry of the manufactured part, where, as a result, the foam plastic acquires the functions of an integral filler.

In the work, samples of foam plastic of the brand "Acrimid" were used - the latest domestic development of the Research Institute of Polymers named after Academician Kargin.

The compatibility of requirements for components for subsequent processing by vacuum infusion has been taken into account.

This work is complex, therefore it is also aimed at solving structural issues of design and use of composite structures.

The first important criterion is the low liquid resistance of three-layer panels with a honeycomb block. The presence of a rigid cellular foam structure can significantly increase the moisture resistance of sandwich panels.

The second advantage is an increase in the strength of the structure with filler, based on an experiment on loading structurally similar samples according to the type of three-point beam bending [2].

For full implementation, an analytical calculation of the aircraft wing box panel was carried out, samples of which were tested in the CAE environment "Abaqus".

As a result, a comparative analysis of two CPOs was carried out: a sample without filler and a sample with a foam core based on four parameters of the failure criterion according to Hashin's theory [3].

Based on this, we note: the use of foam plastics in the manufacture of parts and assemblies from PCM for aviation purposes is possible to the full extent. Which is due to three parameters at once:

- optimized technological component;
- replacement of honeycombs due to poor moisture resistance;
- increase in structural strength parameters in comparison with classic two-layer panels.

References

1. Koniushok V.V., Nasonov F.A. Application of infusion technologies in aircraft manufacturing // XXV Tupolev Readings (School of Young Scientists): International Youth Scientific Conference, 2021: Conference Proceedings. Collection of reports. - In 6 tons; T. 1. -Kazan: Publishing House of IP Sagieva A.R., 2021. - P. 434 - 439.

2. ISO:14125:1998, Fiber-reinforced plastic composites - Determination of flexural properties MOD // Moscow. StandartInform. 2016. – 18 P.

3. Hashin, Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites // Journal of Applied Mechanics. – 1980 vol. 47, P. 329–334.

Исследование зависимости режима колебаний консоли крыла от числа Маха

Гунчин В.К.¹, Рыманова А.Н.¹, Гусева Е.Е.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Формы и частоты колебаний консоли крыла при полете являются одним из ключевых факторов, характеризующих надежность конкурентоспособного скоростного самолета [1]. Режим колебаний определяет возможность возникновения резонанса и флаттера. Режим колебаний, в свою очередь, зависит от многих параметров, в том числе от скорости полета [2]. В данной работе представлено исследование зависимости частоты и формы колебаний консоли крыла от числа Маха на примере классического эксперимента Agard 445.6 [3]. Исследование проводилось с использованием метода конечных элементов [4] и двухсвязного численного моделирования. На начальном этапе был выполнен модальный анализ [5], по результатам которого была сделана валидация конечно-элементной модели. Далее было реализовано двухсвязное численное моделирование и построены графики зависимости изменения перемещения сенсоров от времени, т. е. амплитудно-частотные характеристики, для 6 различных чисел Маха. По полученным графикам с помощью базовых соотношений между периодом и частотой колебаний были рассчитаны частоты вынужденных колебаний. Далее полетные формы колебаний консоли крыла были определены на основе сопоставления частот вынужденных колебаний с собственными частотами, полученными в результате модального анализа. Для интерпретации результатов двухсвязного численного моделирования была написана программа, основанная на дискретном преобразовании Фурье. В результате работы были определены зависимости режима колебаний консоли крыла от числа Маха и оценено расхождение частоты вынужденных колебаний с частотой собственных колебаний.

Результаты работы позволяют формировать требования к эксплуатационной технологичности [6,7] и долговечности агрегатов планера скоростного самолёта.

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. Федоров, Р. В. Частотная отстройка элементов конструкции планера воздушного судна / Р. В. Федоров, С. А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – № 1(109). – С. 5. – DOI 10.18698/2308-6033-2021-1-2048. – EDN KDTMO.

3. 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.

4. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. Москва, 1975.

5. Guo Tongqing. A CFD/CSD model for aeroelastic calculations of large-scale wind turbines. Science China Technological Sciences, January 2012, 56 (1).

6. Барабанов, А. В. Геометрическое формообразование носовой части самолета в условиях проектных неопределённостей / А. В. Барабанов, С. А. Серебрянский // 18-я Международная конференция "Авиация и космонавтика - 2019" : Тезисы, Москва, 18–22 ноября 2019 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2019. – С. 12. – EDN LJKWAS.

7. Попов, Ю. И. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю. И. Попов, С. А. Серебрянский, М. В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39. – EDN PJOIAQ.

Research of dependence of the oscillation mode of the wing console on the Mach number

Gunchin V.K.¹, Rymanova A.N.¹, Guseva E.E.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Forms and frequencies of oscillation of a wing console during flight are one of the key factors characterizing reliability of an aircraft [1]. Oscillation mode determines a possibility of resonance and flutter. The oscillation mode, in turn, depends on many parameters, including a flight speed. This paper presents a research of dependence of frequency and form of oscillation of a wing console on the Mach number on the example of the classical experiment Agard 445.6 [2]. The research was carried out using the finite element method [3] and the numerical simulation in a double connected formulation. At an early stage, a modal analysis was performed [4], according to the results of which a validation of the finite element model was made. Next, the numerical simulation in a double connected formulation was implemented and graphs of a dependence of a change in sensor movement on time, i.e. amplitude-frequency characteristics, for 6 different Mach numbers were constructed. According to the obtained graphs, frequencies of forced oscillation were calculated using basic equations between a period and a frequency of oscillation. Further, flight waveforms of the wing console were determined based on a comparison of the frequencies of forced oscillation with the natural frequencies obtained as a result of the modal analysis. To interpret the results of numerical simulation in a double connected formulation, a program based on the discrete Fourier transform was written. As a result of the work, the dependence of the wing console oscillation mode on the Mach number were determined and a discrepancy between the frequency of forced oscillation [6,7] and the natural frequency was estimated.

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. E. Carson Yates Jr. standard aeroelastic configurations for dynamic response. Configuration of candidate I.-Wing 445.6 August 1987, NASA Technical Memorandum I00492 pp. 1-4, 19-22.

3. Zenkevich O. Finite element method in engineering. Moscow. 1975.

4. Guo Tongqing. CFD/CSD model for aeroelastic calculations of large-scale wind turbines. Science Chinese Technological Sciences, January 2012, 56(1).

5. Guo Tongqing. A CFD/CSD model for aeroelastic calculations of large-scale wind turbines. Science China Technological Sciences, January 2012, 56(1).

6. Barabanov A.V., S.A. Serebryanskii // 18th International Conference "Aviation and Cosmonautics - 2019": Abstracts, Moscow, November 18-22, 2019 / Moscow Aviation Institute (National Research University). - Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2019. - p. 12. - EDN LJKWAS.

7. Popov, Y. I. On the issue of operational survivability of aircraft airframe design / Y. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maisak // Handbook. Engineering Journal. - 2019. - № 12(273). - pp. 32-39. - EDN PJOIAQ.

Анализ и прогнозирование повреждений композиционных материалов для перспективных сверхзвуковых гражданских авиалайнеров в условиях высокоскоростной дождевой каплеударной эрозии

Ша Мингун¹, Сунь Ин², Сафоклов Б.Б.²

¹Северно-западный политехнический университет, г. Сиань, Китай

² МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен анализ результатов испытания перспективных композиционных материалов для сверхзвуковых гражданских авиалайнеров на каплеударное дождевое воздействие [1,2] с использованием одноструйной платформы и газовой пушки.

Для испытаний на одноструйный удар [3], использовалась платформа принцип работы которой основан на методике генерации одиночной капельной струи. При одноструйном ударном испытании изменялись диаметр и скорость струи воды в процессе ее распространения в воздухе после выброса в пределах: $d= 4-7$ мм, $v= 200-600$ м/с.

Для визуализации формы водяной струи проводилась высокоскоростная съемка с разрешением изображения 128×128 , интервалом $4,75$ мкс.

В качестве исследуемых образцов [4, 5] использовался композитный материал с матрицей из эпоксидной смолы, армированный однонаправленным тканевым препрегом T700[0,90]_{2с}.

По результатам отдельных каплеударных испытаний с различными скоростями и испытаний при различных диаметрах струи:

- Характерные повреждения композитных образцов исследуются несколькими методами, такими как оптическая микроскопия, сканирующая электронная микроскопия и устройства С-сканирования.

- Проведен анализ механизмов разрушения и прогнозирование повреждения композиционных материалов при ударах высокоскоростных капель.

- Получено модифицированное уравнение расчета поврежденности, учитывающее влияние пороговой скорости, при которой происходит повреждение, позволяющее определить диаметр неразрушающего участка в центре поверхности.

- Проведено сравнение расчетных и экспериментальных значений размера неповрежденной зоны на поверхности образца.

- Установлены и классифицированы характерные повреждения композиционного материала при одноструйном ударе, определены характеристики этих повреждений.

Экспериментальные и расчётные работы проводились: Гражданский авиационный институт, Северо-западный политехнический университет (Китайская Народная республика) и Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет).

Литература

1. Burson-Thomas C B, Wellman R, Harvey T J, et al. Water droplet erosion of aeroengine fan blades: the importance of form. *Wear*, 2019, 426: 507–517. DOI: 10.1016/j.wear.2018.12.030.
2. Gujba A K, Hackel L, Kevorkov D, et al. Water droplet erosion behaviour of Ti-6Al-4V and mechanisms of material damage at the early and advanced stages. *Wear*, 2016, 358: 109–122. DOI: 10.1016/j.wear.2016.04.008.
3. Tobin E F, Young T M, Raps D, et al. Comparison of liquid impingement results from whirling arm and water-jet rain erosion test facilities. *Wear*, 2011, 271(9–10): 2625–2631. DOI: 10.1016/j.wear.2011.02.023.
4. Pogosyan, M.Z., Nazarov, E., Bolshikh, A.O., Koroliskii, V., Turbin, N., Shramko, K.K. (2021). Aircraft composite structures integrated approach: a review. *Journal of Physics: Conference Series*, 1925 (1): 012005 DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012005
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.

Analysis and prediction of damage to composite materials for promising supersonic civil airliners under conditions of high-speed raindrop impact erosion.

Sha Minggong¹, Sun Ying², Safoklov B.B.²

¹Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi, China

²MAI, Moscow, Russia

This report presents an analysis of the raindrop [1,2] impact test results of promising composite materials for supersonic civil airliners using a single-jet impact apparatus.

The principle of the test apparatus is to generate a curved-front waterjet [3] with the equivalent diameter of a waterdrop. This facility can generate stable and repeatable waterjets with the speed between 100 to 700m/s and the diameter between 4 to 7mm.

To visualize the shape of the water jet, high-speed photography was carried out with an image resolution of 128×128 and intervals of 4.75 μ s.

The test samples were a composite material [4, 5] with an epoxy resin matrix reinforced with T700 unidirectional fibers with the stacking sequence of $[0,90]_{2s}$.

After the single waterjet impact tests,

- Characteristic damages of composite samples are examined by multiple methods such as optical microscopy, scanning electron microscopy, and C-scan devices.

- An analysis of the failure mechanisms and prediction of damage to composite materials under high-speed drop impacts were carried out.

- A modified damage calculation equation has been obtained, taking into account the influence of the threshold speed at which damage occurs, which makes it possible to determine the diameter of a non-destructive area in the center of the surface

- Comparison of the calculated and experimental values for the size of the undamaged zone on the surface of the sample was carried out.

- Established and classified the typical damage to the composite material under single-jet impact, defining these damage characteristics.

Experimental and computational work was carried out by the Civil Aviation Institute of the Northwestern Polytechnic University (People's Republic of China) together with the Moscow Aviation Institute (National Research University) (Russian Federation)

References

1. Burson-Thomas C B, Wellman R, Harvey T J, et al. Water droplet erosion of aeroengine fan blades: the importance of form [J]. *Wear*, 2019, 426: 507–517. DOI: 10.1016/j.wear.2018.12.030.
2. Gujba A K, Hackel L, Kevorkov D, et al. Water droplet erosion behaviour of Ti-6Al-4V and mechanisms of material damage at the early and advanced stages [J]. *Wear*, 2016, 358: 109–122. DOI: 10.1016/j.wear.2016.04.008.
3. Tobin E F, Young T M, Raps D, et al. Comparison of liquid impingement results from whirling arm and water-jet rain erosion test facilities [J]. *Wear*, 2011, 271(9–10): 2625–2631. DOI: 10.1016/j.wear.2011.02.023.
4. Pogosyan, M.Z., Nazarov, E., Bolshikh, A.O., Koroliskii, V., Turbin, N., Shramko, K.K. (2021). Aircraft composite structures integrated approach: a review. *Journal of Physics: Conference Series*, 1925 (1): 012005 DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012005.
5. 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.

Прочностное испытание рамы горного байка на критические нагрузки методом 1D проектирования

Сираев Р.И.¹, Хабибуллин Ф. Ф.¹, Хабибуллина Л. Ф.¹, Халиулин Р. Р.¹
¹КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия

В условиях экстремального горного велоспорта наиболее значимыми среди нагрузок являются реакции опор при ударах и при наездах на кочки, неровности (1,2). Отдельного внимания заслуживает взаимодействие гонщика с велосипедом: рассматриваются взаимодействия сил при положении стоя на педалях (3) в равновесном состоянии и при ударе (4). Рассмотрено и влияние критической тормозной силы [1]. Ниже приведен пример схемы при ударе по передней оси (Рис.1) [2].

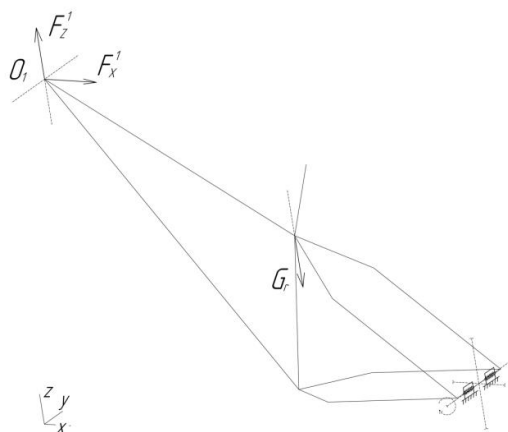


Рис.1 Схема расчета одного из случаев расчета

Расчет производился в CAD NX Siemens методом 1D проектирования с заданными сечениями, ограничениями и нагрузками [3]. В соответствии с данными, полученными в численном и графическом виде, где основными показателями являются напряжения по Вон Мизесу, перемещения и графические изо поля.

Таблица 1. Результаты единичных опытов

№	Нагрузка, кН	σ , МПа	Опасный узел	Δx , мм	КЗ
1	2.5	160	Верхний стык	4.95	1.94
2	2.5	104	Верхний стык	1.12	3
3	0.8	15	Верхний стык	0.216	20.66
4	6.4	120	Верхний стык	1.732	2.59
5	3	94	Левый дропаут	-	3.29

По результатам опытов, описанным в таблице 1, было установлено, что самым нагруженным узлом рамы является стык верхних перьев и вертикальной трубы. Логично, это является результатом конструктивной особенности данного узла. Для снижения напряжений в данном узле рекомендуется проводить шлифование сварных узлов, контроль его качества. При проектировании модели необходимо максимально «сгладить» поверхностные переходы и все острые углы. При этом, данный стык принимает на себя повышенную нагрузку от удара по передней части велосипеда, что связано с тем, что плечо возникающего момента больше, чем при любом другом ударе.

Следующим по ответственности узлом является стык нижних перьев с вертикальной и нижней трубами. Для контроля качества предлагаются вышеупомянутые методы. Важным замечанием является то, что перья, вследствие своих геометрических характеристик, особо подвержены деформации – необходимо контролировать предельные перемещения во избежание критических случаев. Интересным является также тот факт, что верхняя и нижние трубы подвергаются наименьшим напряжениям. Однако, стоит учитывать реакции опор, возникающие в основных точках рамы.

Литература

1. Road Vehicle Suspension System Design—A review // Sharp, R.S. and Crolla, D.A. // Vehicle System Dynamics, 16, 1987, pp. 167-192.
2. Vehicle Suspension System Technology and Design / Amir Khajepour and Avesta Goodarzi, edited by Amir Khajepour // Morgan & Claypool publishers, Waterloo, 2017, pp. 1-3.
3. J. Modelling and Dimensioning the Rear Suspension of a Mountain Bike / Morsbøl, G. W Svendsen, B. F. Damgaard, N. C. Bloch, R. B. Nielsen, J. Kann, // Bachelor project, Aalborg University, Aalborg, 2009, pp. 14-16.

Strength analysis of 1D mountain bike frame under critical loads

Siraeв R.I.¹, Khabibullin F. F.¹, Khabibullina L. F.¹, Khaliullin R. R.¹

¹ KNRTU-KAI, Kazan, Russian Federation

The most significant and common loads in the extreme mountain bike sports are beam reactions whilst going through bumps and obstacles (1,2). The rider's dynamical interaction with bike has been also measured: the frame forces as reactions of (3) Rider's standing position and (4) Landing impact in the current position. The influence of critical brake force has been considered (5) [1]. The figure 1 below shows the task scheme for front impact case of analysis [2].

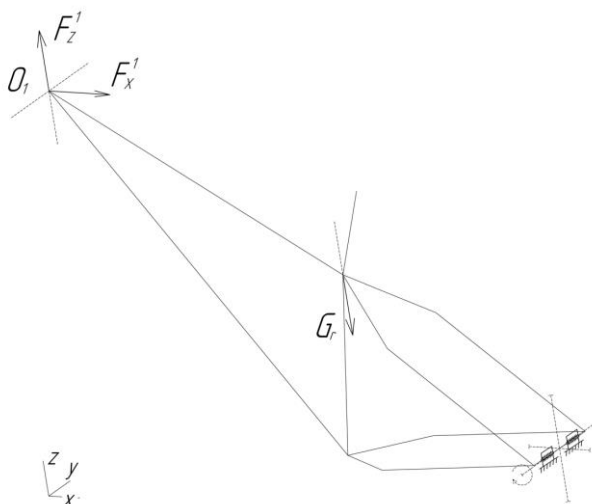


Fig.1 The task scheme for front impact case

Once defined the material as 6061, determined the critical forces, a model of 1D frame with applied tube profiles, constraints and forces, was implemented in CAD NX Siemens with the use of NX Nastran Simulation. The results has been shown and processed as model graphs of displacement (mm) and von-Mises equivalent stresses (Table 1) [3].

Table 1. Experiment results

№	Load, KN	$\sigma_{кр}$, МПа	Weak point	Displacement, mm	Safety factor
1	2.5	160	Upper steam	4.95	1.94
2	2.5	104	Upper steam	1.12	3
3	0.8	15	Upper steam	0.216	20.66
4	6.4	120	Upper steam	1.732	2.59
5	3	94	Dropouts	-	3.29

The analysis show that the most loaded point of frame is upper steam of top, seat tubes and seat stay. What's logical is that current loads are the result of constructive trait of mountain bike frame. Besides quality control, management and assurance, to decrease the stresses it is recommended to maximally grind the steams after designing. While designing, all the sharp corners, surface transitions must be smoothed out in order to prevent them from stress concentrations.

The next loaded segment of a frame is a bottom steam of chainstay tube, seat and bottom tube. To control its quality all the included methods are used. Of particular note is that stain tubes due to their geometry are far vulnerable to such displacements as bending and rolling. This should be the reason for their especial designing methods and control to prevent all the critical cases of failure. The main top and bottom tubes are fewer loaded while critical situations, what gives the possibility to engineers to connect and weld the seat stay tubes right to the top tube, increasing the frame stiffness and reliability. However, as the consequence of beam reactions, head tube steams are also endangered.

References

1. Road Vehicle Suspension System Design—A review // Sharp, R.S. and Crolla, D.A. // Vehicle System Dynamics, 16, 1987, pp. 167-192.
2. Vehicle Suspension System Technology and Design / Amir Khajepour and Avesta Goodarzi, edited by Amir Khajepour // Morgan & Claypool publishers, Waterloo, 2017, pp. 1-3.
3. J. Modelling and Dimensioning the Rear Suspension of a Mountain Bike / Morsbøl, G. W Svendsen, B. F. Damgaard, N. C. Bloch, R. B. Nielsen, J. Kann, // Bachelor project, Aalborg University, Aalborg, 2009, pp. 14-16.

Выбор проектных решений для систем шасси самолета на базе предиктивной оценки характеристик и ограничений при движении по земле

Смагин А.А.¹, Клягин В.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В работе представлен методический подход, позволяющий осуществить выбор проектных решений в части систем управления движением для шасси с носовой опорой на основе предиктивной оценки характеристик и ограничений при движении по земле. Проектировщик, базируясь на исходных данных в виде геометрических характеристик, параметров амортизаторов и шин, энергетических ограничений, требований к условиям базирования, сможет выбирать рациональную совокупность проектно-конструкторских решений систем управления движением по земле и проводить предиктивную оценку характеристик устойчивости, управляемости и эксплуатационных ограничений.

В отличие от существующих методик выбора проектных решений в части шасси на ранних стадиях проектирования [1], учтен фактор влияния облика взлетно-посадочных устройств на характеристики устойчивости и управляемости на земле,

позволяющий выявлять особенности управления самолетом при движении по земле и парировать их негативное влияние на взлетно-посадочные характеристики [2, 3].

Разработана целевая математическая модель [4,5], отличающаяся от существующих учетом алгоритмического взаимодействия систем шасси между собой.

Литература

1. Norman S. Currey 1988 «Aircraft landing gear design. Principles and practices», Aiaa Education Series, Washington DC 350 p.

2. Smagin A.A., Dolgov O.S., Safoklov B.B. «Method for increasing the stability and controllability when moving on the ground of an UAV of an aerodynamic scheme of a flying wing». IJSA 2021 vol.7 No 2.- p. 57-75

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. Лисина, М. В. Анализ оптимального расположения шасси тяжёлых беспилотных летательных аппаратов / М. В. Лисина // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 33-35. – EDN LYOHZW.

5. Смагин А.А., Долгов О.С. «Интегральный контур управления шасси как средство повышения устойчивости и управляемости самолетов нетрадиционных схем при движении по земле». «Качество и жизнь», №3/2020.- С.77-83.

Selection of design solutions for aircraft landing gear systems based on a predictive assessment of characteristics and restrictions when moving on the ground

Smagin A.A.¹, Klyagin V.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The paper presents a methodical approach that allows the selection of design solutions in terms of motion control systems for a chassis with a nose gear based on a predictive assessment of characteristics and restrictions when moving on the ground. The designer, based on the initial data in the form of geometric characteristics, parameters of shock absorbers and tires, energy constraints, requirements for basing conditions, will be able to choose a rational set of design solutions for ground motion control systems and conduct a predictive assessment of stability characteristics, controllability and operational limitations.

In contrast to the existing methods for choosing design solutions in terms of landing gear at the early stages of design [1], the factor of influence of the appearance of take-off and landing devices on the characteristics of stability and controllability on the ground is taken into account, which makes it possible to identify the features of aircraft control when moving on the ground and counter their negative impact on takeoff and landing characteristics [2, 3].

A target mathematical model has been developed [4,5], which differs from the existing ones by taking into account the algorithmic interaction of chassis systems with each other.

References

1. Norman S. Currey 1988 «Aircraft landing gear design. Principles and practices», Aiaa Education Series, Washington DC 350 p.

2. Smagin A.A., Dolgov O.S., Safoklov B.B. «Method for increasing the stability and controllability when moving on the ground of an UAV of an aerodynamic scheme of a flying wing». IJSA 2021 vol.7 No 2.- p. 57-75

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. Lisina, M. V. Analysis of optimal landing gear arrangement of heavy unmanned aerial vehicles / M. V. Lisina // Gagarin readings - 2022: Collection of abstracts of international youth scientific conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 33-35. - EDN LYOHZW.

5. Smagin A.A., Dolgov O.S. "Integrated landing gear control contour as a means of improving the stability and controllability of aircraft of non-traditional schemes when moving on the ground". "Quality and Life", No. 3/2020.- P.77-83.

Расчетные оценки характеристик усталостной прочности композитных панелей крыла перспективного сверхзвукового пассажирского самолета

Стрижиус В.Е.¹, Турбин Н.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены результаты расчетных оценок характеристик усталостной прочности углепластика, необходимых для обеспечения проектного ресурса верхних и нижних панелей композитного крыла перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) [1].

При выполнении расчетных оценок использованы следующие *предварительные* исходные данные.

1. Проектный ресурс самолета T : 20 000 полетов или 30 000 летных часов.
 2. Уровень эквивалентных напряжений типового полета для верхних панелей крыла: $\sigma_{eqv} = 0,6 \cdot \sigma_{UCS}$, где σ_{UCS} – предел прочности ламината панели на сжатие (по данным работы [2]).

3. Уровень эквивалентных напряжений типового полета для нижних панелей крыла: $\sigma_{eqv} = 0,5 \cdot \sigma_{UTS}$, где σ_{UTS} – предел прочности ламината панели на растяжение (по данным работы [2]).

4. Значение коэффициента надежности $\eta=100$ (по данным работы [3]) при определении проектного ресурса панелей с использованием зависимости

$$T = N/\eta$$

где N – усталостная долговечность ламината панелей при уровне эквивалентных напряжений типового полета.

5. Предполагается наличие на панелях ударных повреждений типа BVID (*Barely Visible Impact Damage - Едва видимые ударные повреждения*) [3].

6. На основе данных работы [4] для ламинатов из современного углепластика типа КМУ-4 приняты следующие значения пределов прочности на сжатие и растяжение: $\sigma_{UCS} = 400$ МПа; $\sigma_{UTS} = 450$ МПа.

Получены уравнения кривых усталости композитных панелей крыла СПС, с использованием которых может быть обеспечен проектный ресурс самолета – см. табл. 1.

Таблица 1

Панель крыла	Уравнение кривой усталости ламината
Верхняя	$ \sigma_{\max} = 400 - 25,39 \times \lg N$
Нижняя	$\sigma_{\max} = 450 - 35,71 \times \lg N$

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. Bakuckas Jr. J.G., Chadha R., Swindell P., Fleming M., Lin J.Z., Ihn J.B., Desai N., Espinar-Mick E. and Freisthler M. Bonded Repairs of Composite Panels Representative of

Wing Structure. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, June 2-7, 2019, Krakow, Poland, pp. 565-580.

3. РЦ-АП25.571-1А "Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции". ЦАГИ, Жуковский, 2015.

4. Гуняев Г.М., Чурсова Л.В., Комарова О.А., Раскутин А.Е., Гуняева А.Г. Конструкционные полимерные угленаноккомпозиты – новое направление материаловедения // Электронный научно-технический журнал «Труды ВИАМ». ВИАМ/2011-205794, апрель 2011 г.

Fatigue strength properties prediction for composite materials made wing panels of prospective supersonic transport aircraft

Strizhius, V.E.¹, Turbin N.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The results of fatigue strength properties estimates, required for ensuring durability design goal of composite materials made upper and lower panels of the prospective supersonic transport aircraft (PSTA) wing are presented [1].

Developed estimates of the fatigue properties are based on the following approximations gained from published sources:

- Service design goal of the aircraft T equals 20,000 flights or 30,000 of flight hours
- Typical flight equivalent stress level is $\sigma_{eqv} = 0,6 \cdot \sigma_{UCS}$ for upper panel, σ_{UCS} – is ultimate compressive strength of the upper panel laminate (using [2])
- Typical flight equivalent stress level is $\sigma_{eqv} = 0,5 \cdot \sigma_{UTS}$ for lower panel, σ_{UTS} – is ultimate tensile strength of the lower panel laminate (using [2])
- Fatigue Reliability Factor $\eta=100$ (from [3]) is used for derivation of panel's service design goal $T=N/\eta$, where N – is a durability of the laminate of the panels when subjected to equivalent stress of typical flight
- The presence of *Barely Visible Impact Damage* (BVID) is assumed in considered panels [3]
- Based on [4], for the state of art carbon fiber reinforced plastics KMu-4 ultimate compressive strength and ultimate tensile strength are respectively $\sigma_{UCS} = 400 \text{ MPa}$ and $\sigma_{UTS} = 450 \text{ Mpa}$

S-N equations for composite panels of the PSTA wing are deduced, compliance to service design goal can now be assessed (table 1).

Table 1

Wing panel	S-N equation
Upper	$ \sigma_{max} = 400 - 25,39 \times \lg N$
Lower	$\sigma_{max} = 450 - 35,71 \times \lg N$

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. Bakuckas Jr. J.G., Chadha R., Swindell P., Fleming M., Lin J.Z., Ihn J.B., Desai N., Espinar-Mick E. and Freisthler M. Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, June 2-7, 2019, Krakow, Poland, pp. 565-580.
3. AC-AR25.571-1A "Damage tolerance and fatigue strength of structures". TSAGI, Zhukovskiy, 2015 (on Russian).

4. Gunyaev G.M., Chursova L.V., Komarova O.A., Raskutin A.E., Gunyeva A.G. Structural polymer carbon-nano-composites – new stream in material science // Web scientific journal “VIAM works” VIAM 2011-205794, April 2011 г. (on Russian).

Расчетное исследование закономерностей накопления усталостного повреждения панели крыла из ПКМ перспективного сверхзвукового пассажирского самолета

Турбин Н.В.¹, Шелков К.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Использование полимерных композиционных материалов (ПКМ) является одним из факторов, определяющих весовое совершенство современных авиационных конструкций [1]. В этой связи, представляется логичным исполнение ответственных агрегатов перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (ПСПС) с большей долей употребления ПКМ. Одним из вариантов конструктивного решения для несущих панелей крыла и фюзеляжа, наиболее полно реализующим преимущества ПКМ перед традиционными материалами, является сетчатое подкрепление обшивок [2]. Вместе с тем, проверенным на практике конструктивным решением будет стрингерное подкрепление панелей, используемое на современных пассажирских самолетах MC-21, Boeing-787, Airbus-350XWB.

Обеспечение безопасности использования пассажирского самолета требует расчета ресурса воздушного судна. Современные модели накопления усталостного повреждения в ПКМ на основе деградации жесткости [3] не только позволяют произвести расчет ресурса конструкции, но также выделить моды усталостного разрушения.

В настоящем исследовании сравниваются закономерности накопления усталостного повреждения в панелях со стрингерным и сетчатым подкреплением, находящихся в условиях циклического сжатия и выявляются критические места конструкций с точки зрения усталостной прочности.

Циклические напряжения соответствуют эквивалентным напряжениям типового полета, взятым из литературы [4]. В расчетах принимается, что материалом стрингеров и обшивки традиционной конструкции, ребер сетчатой конструкции является отечественный углепластик на основе волокна UMT 49S, свойства которого приведены в таблице ниже [5]:

Модуль упругости волокна, <i>ГПа</i>	E_1	260
Предел прочности на растяжение в продольном направлении, <i>ГПа</i>	F_f	4.9
Предельная деформация, %	ε_f	1.8

Литература

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

2. Васильев В.В., Разин А.Ф. (2016) Перспектива применения сетчатых композитных конструкций в гражданской авиации // Полет. №11-12. С.3-12.

3. M. Hack et al. (2018) A progressive damage fatigue model for unidirectional laminated composites based on finite element analysis: theory and practice,” FRATTURA ED INTEGRITA STRUTTURALE, no. 46, pp. 54–61.

4. Bakuckas Jr. J.G., Chadha R., Swindell P., Fleming M., Lin J.Z., Ihn J.B., Desai N., Espinar-Mick E. and Freisthler M. (2019) Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, June 2-7, pp. 565-580.

5. Свойства волокна UMATEX // umatex.com (<https://umatex.com/production/fiber/>).
Дата обращения 27.06.2022.

Numerical study of fatigue damage accumulation in composite wing panels of prospective supersonic transport aircraft

Turbin N.V.¹, Shelkov K.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Polymer composite materials (PCM) use has become one of the factors, that define the weight performance of the contemporary aircraft structures [1]. This suggests PCM to be a reasonable candidate for material of primary components of prospective supersonic transport aircraft (PSTA). Among structural design solutions for reinforced panels of wing and fuselage, lattice reinforcement is thought to be one of the most optimum in terms of implementation anisotropicity benefits of PCM [2]. On the other hand, conventional solution is stringer panel, which is confirmed by it's application in all contemporary composite dominate aircrafts: MC-21, Boeing-787, Airbus-350XWB.

Assuring safety of transport passengers aircraft requires analysis of it's durability. Nowadays fatigue accumulation models, based on stiffness degradation [3] allow to estimate the durability of the structure as well as distinguish between certain modes of fatigue failure.

In the current research fatigue damage accumulation in composite wing panels is quantified and compared for the two structural solutions: stringer panels and lattice panels. Panels are subjected to cyclic compression and critical locations from durability point of view in structures are recognized.

Cyclic stresses magnitude refers to equivalent stresses of the typical flight taken from literature [4]. In the calculations it is assumed, that material of stringers as well as material for ribs in lattice structure is carbon fiber reinforced plastic (CFRP) with UMT 49S fiber (table 1) [5]:

Table 1. Mechanicals properties of carbon fiber

Fiber elastic modulus, GPa	E_1	260
Fiber tensile strength, GPa	F_f	4.9
Fiber failure strain, %	ε_f	1.8

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. Vasiliev, V. V., A. F. Razin. (2016) Prospects for the Use of Mesh Composite Structures in Civil Aviation // Polyot. № 11-12. pp. 3-12.
3. M. Hack et al. (2018) A progressive damage fatigue model for unidirectional laminated composites based on finite element analysis: theory and practice // FRATTURA ED INTEGRITA STRUTTURALE, no. 46, pp. 54–61.
4. Bakuckas Jr. J.G., Chadha R., Swindell P., Fleming M., Lin J.Z., Ihn J.B., Desai N., Espinar-Mick E. and Freisthler M. (2019) Bonded Repairs of Composite Panels Representative of Wing Structure. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, June 2-7, pp. 565-580
5. Properties of UMATEX fiber // umatex.com (<https://umatex.com/production/fiber/>). date of the application 27.06.2022.

К вопросу снижения температурного нагрева конструкции планера сверхзвукового самолёта

Ширяев А.В.¹, Серебрянский С.А.¹,

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Конкурентоспособность перспективных сверхзвуковых летательных аппаратов представляет собой комплекс экономических, технических и эксплуатационных свойств, которые позволяют выдержать конкуренцию с другими самолетами данного сегмента рынка [1, 2].

При полёте на сверхзвуковых скоростях возникает проблема обеспечения прочности конструкции в условиях нагрева. Повышение температуры воздуха, обтекающего поверхность ЛА, приводит к нагреву элементов конструкции. Данная тема важна для скоростных летательных аппаратов гражданской авиации.

Нагрев летательного аппарата в полёте преимущественно происходит из-за двух факторов:

- аэродинамическое торможение потока воздуха;
- тепловыделение силовой установки.

В результате аэродинамического нагрева происходит стремительный рост температур элементов конструкции планера, что приводит к снижению их эксплуатационных и технологических свойств [3, 4, 5].

В данной работе рассматриваются конструктивные и компоновочные способы снижения температурного нагрева конструкции.

Таким образом, варианты снижения воздействия данного явления разнообразны. От замены конструкционных материалов панелей и обшивки на титановые или стальные сплавы, до конструктивных решений для использования топливных магистралей. Поэтому, на этапе проектирования, перед конструкторами возникает задача выбора того или иного варианта защиты, более рационального по эффективности и массе для проектируемого самолёта [6, 7, 8].

Литература

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

2. 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.

3. 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. – EDN PJOIAQ.

4. Современные авиационные конструкционные сплавы: учеб. пособие / В.Н. Климов, Д.М. Козлов. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2017. – 40 с.

5. Ширяев, А. В. Методы снижения температурного нагрева конструкции скоростного самолёта при длительном полёте / А. В. Ширяев // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 58-59. – EDN RLRLKI.

6 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.

7. Ресулкулыева, Г. Исследование изменения массы летательного аппарата по этапам весового проектирования / Г. Ресулкулыева, С. А. Серебрянский // *Авиация и космонавтика: Тезисы 20-ой Международной конференции*, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 62-63. – EDN RBHZWS.

8. 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.

On the issue of reducing the temperature heating of the airframe structure of a supersonic aircraft

Shiryayev A.V.¹, Serebryansky S.A.¹,
¹ MAI, Moscow, Russia

The competitiveness of promising supersonic aircraft is a set of economic, technical and operational properties that allow them to compete with other aircrafts in this segment of the market [1,2].

When flying at supersonic speeds, the problem of ensuring the strength of the structure under heating conditions arises. An increase in the temperature of the air flowing around the surface of the aircraft leads to heating of the structural elements. This topic is important for high-speed aircraft of civil aviation.

The heating of the aircraft in flight mainly occurs due to two factors:

- aerodynamic braking of the air flow;
- heat dissipation of the power plant.

As a result of aerodynamic heating, there is a rapid increase in the temperatures of the airframe structural elements, which leads to a decrease in their operational and technological properties [3,4,5].

In this paper, constructive and layout methods for reducing the temperature heating of the structure are considered.

Thus, options for reducing the impact of this phenomenon are diverse. From the replacement of structural materials of panels and cladding with titanium or steel alloys, to design solutions for the use of fuel lines. Therefore, at the design stage, designers face the task of choosing one or another protection option that is more rational in terms of efficiency and weight for the aircraft being designed [6,7,8].

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. Tyushin A. V. Research of methods to reduce the sound impact of supersonic business aircraft / A. V. Tyushin, M. A. Tyushina, S. A. Serebryansky // *Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference*, Moscow, 22-26 November 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 71-72. - EDN PPJQUX.

3. 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.

4. Modern aviation structural alloys: textbook / V.N. Klimov, D.M. Kozlov. - Samara: Publishing house of Samara University, 2017. - 40 c.

5. Shiryayev A. V. Methods to reduce the temperature heating of the structure of high-speed aircraft during long-term flight / A. V. Shiryayev // *Gagarin readings - 2022: Collection of abstracts of international youth scientific conference XLVIII*, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 58-59. - EDN RLRLKI.

6 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. - pp. 171-177. - DOI 10.1007/s42401-020-00079-2. - EDN SJUUGV.

7. Resulkuliyeva, G. The study of aircraft mass changes by stages of weight design / G. Resulkuliyeva, S. A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference, Moscow, 22-26 November 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 62-63. - EDN RBHZWS.

8. 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.

Выращивание методом ГНК кристаллических фторидных супериоников со структурой тисонита и флюорита

Юсим В.А.^{1,2}, Саркисов С.Э.¹, Клосс Ю.Ю.^{1,2}, Юсим Ф.А.¹, Иванова Л.В.³,
Кондратьев К.В.¹, Голуб С.М.¹

¹ НИЦ «Курчатовский институт», г. Москва, Россия

² МФТИ, г. Долгопрудный, Россия

³ МГИМО, г. Москва, Россия

В настоящей работе представлены перспективные кристаллические материалы с фтор-ионной проводимостью на основе твердых растворов $\text{LaF}_3\text{-BaF}_2$, $\text{CeF}_3\text{-SrF}_2$, $\text{CaF}_2\text{-LaF}_3$ полученные с помощью высокотемпературного синтеза методом горизонтально направленной кристаллизации (ГНК).

Известно, что литий-полимерные (Li-Po) и литий-ионные (Li-ion) батареи являются наиболее распространенными источниками энергии для БПЛА. Данный вид АКБ в случае показателей удельной мощности, достиг определенного предела. Так, перспективные батареи должны иметь высокую удельную электрическую энергию свыше 200 – 300 Вт·ч/кг и ёмкость на единицу объёма свыше 1000 Вт·ч/дм³. В этой связи литий-ионным батареям все тяжелее удовлетворять потребности, а дальнейшее увеличение энергоёмкости Li-ion батарей весьма проблематично и сводится в основном к увеличению размера используемых батарей и их количеству.

В связи с этим основной интерес представляют твердотельные химические источники тока на основе суперионных проводников. Среди данных проводников основной интерес представляют кристаллические вещества со структурной разупорядоченностью решетки способствующей высокой проводимостью ионов фтора в твердой фазе [1]. В батареях на основе фтора - фторид-ионных аккумуляторов (FIB) химическая реакция, используемая для выработки электроэнергии, представляет собой твердофазную реакцию металла с анионом фтора (Рис.1) [2]. Данные суперионные проводники имеют ряд значительных преимуществ по сравнению с литий - ионными проводниками [1-2].

В отличие от общепринятых методов выращивания монокристаллов фторидов (метод Чохральского, метод Бриджмена-Стокбаргера) авторами использовался перспективный метод ГНК в углеродистом тепловом узле [3]. Настоящий метод, ранее применяющийся исключительно для выращивания монокристаллов оксидов, позволяет получать крупногабаритные монокристаллы фторидов размерами 400мм x 100мм x 50мм с высоким выходом годных образцов до 60 – 80%. Таким образом, в качестве кристаллических матриц с собственной фтор-ионной проводимостью нами была синтезирована серия крупногабаритных монокристаллов фторидов $\text{LaF}_3\text{-BaF}_2$, $\text{CeF}_3\text{-SrF}_2$, $\text{CaF}_2\text{-LaF}_3$ с различным содержанием второго компонента (Рис.2.).

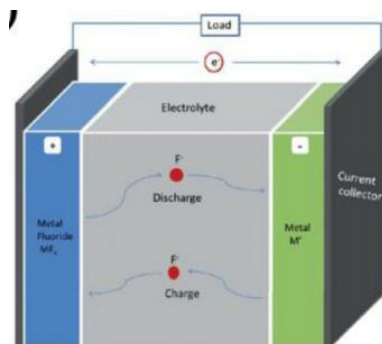


Рис.1. Принципиальная схема фторид-ионных аккумуляторов (FIBs) [2].

Данные нестехиометрические фазы гетеровалентных твердых растворов на основе LaF_3 , CaF_2 и CeF_3 оптимальны с точки зрения применения их в качестве материалов фтор-ионной проводимости для создания твердотельных электролитов [4].



Рис.2. Синтезированный методом ГНК крупногабаритный монокристалл $\text{La}_{1-x-y}\text{Ba}_x\text{Pb}_y\text{F}_{2,94}$ ($x = 0,44$; $y = 0,06$) в графитовом тигле с содержанием PbF_2 около 6% (моль).

Работа выполнена при финансовой поддержке НИЦ «Курчатовский институт» (приказ № 2758 от 21.10.2021), грантов РФФИ № 19-29-02007, 20-08-00278, 20-08-00211, 19-29-02018.

Литература

1. А. А. Потанин, К. В. Коршунов, В. В. Горелов, А. М. Шаповалов “Твердотельная фтор-ионная батарея для автономного длительного питания микроэлектроники” Научно-исследовательское издание «Труды РФЯЦ-ВНИИЭФ» / Раздел 15. конверсионные работы / Выпуск 13/2008
2. Tingting Liu, Na Peng, Xikun Zhang, Runtian Zheng, Maoting Xia, Jundong Zhang, Haoxiang Yu, Liyuan Zhang, Jie Shu “Insight into anion storage batteries: Materials, properties and challenges” Energy Storage Materials 42 (2021) 42–67
3. Юсим.В.А., Калиммулин Р.К., Рябченков В.В., Саркисов С.Э. «Тепловой узел установки для выращивания галоидных кристаллов методом горизонтально направленной кристаллизации», Патент на изобретение РФ № 2643980, от 06.02.2018 г.
4. А. А. Потанин “Твердотельный химический источник тока на основе ионного проводника типа трифторида лантана” Рос. хим. ж. (Ж. Рос. хим. об-ва им. Д.И. Менделеева), 2001, т. XLV, № 5-6

Growth of crystalline fluoride superionics with the structure of tysonite and fluorite by the HDS method

Yusim V.A.^{1,2}, Sarkisov S.E.¹, Kloss Y.Y.^{1,2}, Yusim F.A.¹, Ivanova L.V.³, Kondratiev K.V.¹, Golub S.M.¹

¹NRC Kurchatov Institute, Moscow, Russia

²MIPT, Dolgoprudny, Russia

³MGIMO University, Moscow, Russia

This paper presents promising crystalline materials with fluorine ion conductivity based on $\text{LaF}_3\text{-BaF}_2$, $\text{CeF}_3\text{-SrF}_2$, $\text{CaF}_2\text{-LaF}_3$ solid solutions obtained by high-temperature synthesis by horizontally directed crystallization (HDS).

It is a well-known fact that lithium-polymer (Li-Po) and lithium-ion (Li-ion) batteries are the most common power sources for UAVs. This type of battery in the case of specific power indicators has reached a certain limit. Thus, promising batteries should have a high specific electrical energy of over 200 - 300 W·h/kg and a capacity per unit volume of more than 1000 W·h/dm³. In this regard, it is increasingly difficult for lithium-ion batteries to meet the needs, and a further increase in the energy intensity of Li-ion batteries is very problematic and comes down mainly to an increase in the size of the batteries used and their number.

In this regard, solid-state chemical current sources based on superionic conductors are of primary interest. Among these conductors, crystalline substances with structural disorder of the lattice, which contributes to the high conductivity of fluorine ions in the solid phase are of main interest [1]. In fluorine-based batteries - fluoride ion batteries (FIBs) the chemical reaction used to generate electricity is a solid state reaction of a metal with a fluorine anion (Figure 1) [2]. These superionic conductors have a number of significant advantages over lithium-ion conductors [1-2].

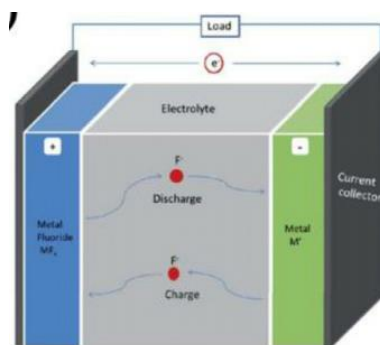


Fig.1. Schematic diagram of FIBs [2].

In contrast to the generally accepted method of growing fluoride single crystals (the Czochralski method, the Bridgman-Stockbarger method), the authors used the promising HDS method in a carbon-graphite thermal unit [3]. This method, previously used exclusively for growing oxide single crystals, makes it possible to obtain large-sized fluoride single crystals. Accordingly, it is possible to obtain crystals up to 400 mm x 100 mm x 50 mm in size with a high yield of suitable samples up to 60 - 80%. Thus, as crystalline matrices with intrinsic fluorine ion conductivity, we synthesized a series of large-sized single crystals of $\text{LaF}_3\text{-BaF}_2$, $\text{CeF}_3\text{-SrF}_2$, $\text{CaF}_2\text{-LaF}_3$ fluorides with different contents of the second component (Fig. 2.).

These nonstoichiometric phases of heterovalent solid solutions based on LaF_3 , CaF_2 and CeF_3 are optimal from the point of view of their application as materials of fluorine ion conductivity for creating solid-state electrolytes [4].



Fig.2. The large-sized single crystal $\text{La}_{1-x-y}\text{Ba}_x\text{Pb}_y\text{F}_{2,94}$ ($x = 0,44$; $y = 0,06$) synthesized by the HDS method in the graphite crucible with a PbF_2 content of about 6% (mol).

The work was financially supported by the National Research Center "Kurchatov Institute" (Order No. 2758 dated October 21, 2021), RFBR grants No. 19-29-02007, 20-08-00278, 20-08-00211, 19-29-02018.

References

1. A. A. Potanin, K. V. Korshunov, V. V. Gorelov, A. M. Shapovalov "Solid-state fluorine-ion battery for autonomous long-term power supply of microelectronics" Research publication "Proceedings of RFNC-VNIIEF" / Section 15. conversion work / Issue 13/2008
2. Tingting Liu, Na Peng, Xikun Zhang, Runtian Zheng, Maoting Xia, Jundong Zhang, Haoxiang Yu, Liyuan Zhang, Jie Shu "Insight into anion storage batteries: Materials, properties and challenges" *Energy Storage Materials* 42 (2021) 42 –67
3. Yusim.V.A., Kalimmulin R.K., Ryabchenkov V.V., Sarkisov S.E. "Thermal unit of the installation for growing halide crystals by the method of horizontally directed crystallization", Patent for the invention of the Russian Federation No. 2643980, dated 02/06/2018
4. A.A. Potanin "Solid-state chemical current source based on an ionic conductor of the lanthanum trifluoride type", *Ros. chem. well. (J. Russian Chemical Society named after D.I. Mendeleev)*, 2001, v. XLV, No. 5-6

Автоматизированный способ изготовления объёмных преформ. 3D ткачество

Белинис П.Г.¹, Рогожников В.Н.¹, Лукьяненко Ю.В.¹, Цыкун Р.Г.¹

¹ООО «Карбонтекс»

В настоящем докладе представлен анализ результатов работ, выполненных компанией ООО «Карбонтекс» в области разработки и изготовления цельнотканых объёмно-армированных преформ для ПКМ.

Приведены результаты работ, иллюстрирующие что:

- Композиты конструкционного назначения в большинстве случаев имеют слоистую структуру, полученную путём наложения слоев волокнистых материалов друг на друга. К недостаткам слоистых композитов относят, недостаточное противодействие межслоевому сдвигу и возможность расслоения в процессе эксплуатационных нагрузок

- Только композит на основе объёмно-армирующей преформы, кардинально решает проблему межслоевой прочности.

- 3D ткачество – это автоматизированный способ получения объёмно-армирующей преформы с полным отсутствием подготовки преформы ручным методом.

- 3D ткачество позволяет изготавливать объёмно-армирующие преформы с различными схемами переплетений, в которых углеродное волокно без дополнительного аппрета находится в двух, трех, четырех и пяти направлениях армирования.

- С помощью технологии 3D ткачества возможно изготавливать в автоматизированном процессе интегральные цельнотканые преформы.

Работы производились на производственном участке ООО «Карбонтекс» на ткацком станке собственной разработки КТ-6250. Использовалось углеродное волокно UMT49S-12K-EP.

Литература

1. Пространственно-армированные композиционные материалы: Справочник / Ю.М. Тарнопольский, И.Г. Жигун, В.А. Поляков – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.: ил.

2. Халиулин В.И., Шапаев И.И. Технология производства композитных изделий: Учебное пособие. Казань: Изд-во казан. гос. техн. ун-та, 2004. 234 с.

3. Донецкий К.И., Хрульков А.В., Коган Д.И., Белинис П.Г., Лукьяненко Ю.В. Применение объёмно-армирующих преформ при изготовлении изделий из ПКМ. // Авиационные материалы и технологии. 2013. №1. С. 35–39.

Automated method of volume preforms manufacturing. 3D weaving

Belinis P.G.¹, Rogozhnikov V.N.¹, Lukyanenko Y.V.¹., Tsykun R.G.¹

¹ Carbontex LLC

This report represents a result analysis of the work in the field of development and manufacturing of solid-woven volume-reinforced preforms for polymer composite materials carried out by the Carbontex LLC.

The work results exemplify that:

- Construction composites in most cases have a layered structure obtained by overlapping layers of fibrous materials on each other. The disadvantages of layered composites include insufficient resistance to interlayer shear and the possibility of delamination during operational loads

- Only a composite based on a volume-reinforcing preform fundamentally solves the problem of interlayer strength.

- 3D weaving is an automated method of obtaining a volume-reinforcing preform with a complete absence of manual preform preparation.

- 3D weaving allows to produce volume-reinforcing preforms with various interlacing patterns, in which carbon fiber without additional finishing coat is located in two, three, four and five reinforcement directions.

- 3D weaving technology makes it possible to produce integral solid-woven preforms in a single automated process.

The work was carried out at the production site of Carbontex LLC on a loom of its own design КТ-6250. Carbon fiber UMT49S-12K-EP was used.

References

1. Spatially reinforced composite materials: Handbook / Y.M. Tarnopolsky, I.G. Zhigun, V.A. Polyakov – М.: Mechanical Engineering, 1987. – 224 p.: ill.

2. Khaliulin V.I., Shapaev I.I. Technology of composite products production: Textbook. Kazan: Publishing house of Kazan State Technical University, 2004. 234 p.

3. Donetskiiy K.I., Khrulkov A.V., Kogan D.I., Belinis P.G., Lukyanenko Y.V. The use of volume-reinforcing preforms in the manufacture of PCM products. // Aviation materials and technologies. 2013. No. 1. pp. 35-39.

Влияние лазерного ударного упрочнения на усталостные свойства металлов

Вшивков А.Н.¹, Гачегова Е.А.¹, Плехов О.А.¹

¹ ИМСС УрО РАН, г. Пермь, Россия

В настоящее время в машиностроении остаётся актуальной проблема усталостного разрушения деталей и конструкций. Одним из способов увеличения ресурса является упрочнение поверхности и создание сжимающих остаточных напряжений. Для создания остаточных напряжений в отечественной промышленности в основном используется метод дробеструйной обработки, с помощью которого можно создать остаточные напряжения в приповерхностном слое толщиной до 0,2 мм. Из-за небольшой толщины слоя детали с такой обработкой чувствительны к механическим повреждениям. Лазерное ударное упрочнение современный метод, основой которому послужили исследования, проведенные в Физическом Институте им. П. Н. Лебедева (ФИАН) Аскарьяном Г.А. и Морозом Е.М. в 1962 году [1]. С помощью метода лазерного ударного упрочнения удаётся создать в приповерхностном слое материала остаточные сжимающие напряжения на глубину до 1 мм, что значительно превосходит результаты, полученные классическими методами. В настоящее время ведущие мировые производители газотурбинных двигателей используют данную технологию для увеличения ресурса деталей продуктов своего производства.

В данной работе проводится исследование влияния лазерного ударного упрочнения на усталостные свойства титановых сплавов ОТ4-0 и ВТ1-0. Образцы материала с концентратором напряжений были подвергнуты лазерной ударной обработке и испытаны в режиме многоциклового усталости. Усталостные испытания проводились при постоянной амплитуде приложенной нагрузки. Для сравнения полученных характеристик были проведены испытания образцов исходного состояния и образцов, обработанных методом лазерного ударного упрочнения.

Результаты испытаний показали, что лазерное ударное упрочнение значительно влияет на процесс зарождения и распространения усталостной трещины. При различных параметрах лазерного воздействия (энергия воздействия, зона и направление обработки и. прочее) можно получить кардинально разные результаты: увеличение или уменьшение усталостного ресурса. Основная проблема при лазерном ударном упрочнении заключается в определении оптимальных параметров обработки.

Работа подготовлена в рамках Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение № 075-15-2020-925 от 16 ноября 2020).

Литература

1. Askaryan, G.A., Moroz, E.M. Pressure of evaporation of matter in a radiation beam // J Exp Theor Phys. (U.S.S.R.), 1962, Vol. 43, pp. 2319–2320.

Effect of laser shock pinning on the fatigue properties of metals

Vshivkov A.N.¹, Gachevova E.A.¹, Plekhov O.A.¹

¹ ICMM UB RAS, Perm, Russia

At present, the problem of fatigue damage of parts and structures remains relevant in mechanical engineering. One way to increase the fatigue life is to harden the surface and create compressive residual stresses. To create residual stresses in the domestic industry, the shot blasting method is mainly used, This technique creates residual stresses in the near-surface layer up to 0.2 mm thick. Due to the small thickness of the layer, parts with this treatment are sensitive to mechanical damage. Laser shock peening is a modern method based on research carried out at the Physical Institute. P. N. Lebedeva (FIAN) Askaryan G.A. and Moroz E.M. in 1962 [1]. The method of laser shock peening is possible to create residual compressive stresses to a depth of up to 1 mm in the near-surface layer of the material, which significantly exceeds the results obtained by classical methods. Currently, the world's leading

manufacturers of gas turbine engines use this technology to increase the life of parts of their products.

In this work, the effect of laser shock peening on the fatigue properties of titanium alloys Grade 2 and Ti-0.8Al-0.8Mn were studied. Samples with a stress concentrator were subjected to laser shock peening and tested in the high-cycle fatigue mode. Fatigue tests were carried out at a constant amplitude of the applied load. To compare the characteristics obtained, samples of the initial state and samples processed by laser shock peening were tested.

The test results showed that laser shock peening technique significantly affects the process of fatigue crack initiation and propagation. With different parameters of laser exposure (energy of impact, zone and direction of processing, etc.), radically different results can be obtained: an increase or decrease in fatigue life. The main problem in laser shock peening is to determine the optimal processing parameters.

This paper was prepared in the framework of the program for the creation and development of the world-class scientific center "Supersonic" for 2020–2025, with the financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation. (agreement No. 075-15-2020-925 dated November 16, 2020).

References

1. Askaryan, G.A., Moroz, E.M. Pressure of evaporation of matter in a radiation beam. J Exp Theor Phys. (U.S.S.R.), 1962, Vol. 43, p. 2319–2320.

Идентификация параметров композиционного материала путем экспериментально-расчетного исследования демпфирования

Гусева Е.Е.¹, Еремин В.П.¹, Больших А.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Полимерные композиционные материалы широко применяются в авиастроении, и их свойства во многом определяют свойства конструкции. В практике проектирования и расчета металлических конструкций распространено пренебрежение демпфированием [3], например, при определении частот вынужденных колебаний, что решительно невозможно в случае конструкций из композитов в силу более высоких значений коэффициентов демпфирования. Вследствие этого возникает необходимость высокоточного расчетного прогноза демпфирующих характеристик новых изделий, подвергающихся воздействиям вибрационных, виброударных и других динамических нагрузок при эксплуатации.

В работе представлена методика определения логарифмического декремента колебаний и модальных параметров образца из полимерного композиционного материала на основе итерационного процесса. Модель материала – слоистый композит с ортотропными линейно-упругими слоями. Задача идентификации параметров модели материала рассматривается как задача минимизации расхождения расчетных собственных частот с экспериментальными. Подход включает в себя численные и аналитические методы моделирования.

Для моделирования демпфирующих свойств материала используется модель демпфирования Релея [1]. Определение коэффициентов пропорциональности α и β в первом приближении осуществляется в два этапа: модальный анализ с целью выявления собственных частот образца, соответствующих двум различным последовательным формам колебаний [2], и квазистатический расчет, моделирующий затухающие колебания после удара, для нахождения параметра затухания колебаний в долях от критического. Далее запускается итерационный процесс, представляющий из себя повторяющийся анализ реакции образца на гармоническое возбуждение с учетом заданных коэффициентов пропорциональности.

Литература

1. Alessandra Treviso, B. Van Genechten, Domenico Mundo, Michel Tourniur. Damping in composite materials: Properties and models. Composites Part B Engineering 78, pp. 144-152, September 2015.
2. Ji min He and Zhi-Fang Fu. Modal Analysis. Butterworth-Heinemann, 2001.
3. Т.В. Гришанина, Ф.Н. Шклярчук. Колебания упругих систем. Москва, 2013.

Identification of composite material parameters by experimental and computational research of damping

Guseva E.E.¹, Eremin V.P.¹, Bolshich A.A.¹
¹MAI, Moscow, Russia

Polymer composite materials are widely used in the aircraft industry, and their properties largely determine the properties of the structure. In the practice of designing and calculating metal structures, it is common to neglect damping [3], for example, when determining the frequencies of forced vibrations, which is absolutely impossible in the case of composite structures due to higher values of damping coefficients. As a result, there is a need for a high-precision calculated forecast of damping characteristics of new products exposed to vibration, vibro-impacts and other dynamic loads during exploitation.

The paper presents a method for determining the logarithmic decrement and modal parameters of a sample made of a polymer composite material based on an iterative process. The material model is a layered composite with orthotropic linear elastic layers. The problem of parameters identifying of the material model is considered as a problem of minimizing the discrepancy between calculated natural frequencies and the experimental ones. The approach includes numerical and analytical modeling methods.

The Rayleigh damping model [1] is used to model damping properties of the material. Determination of the proportionality coefficients α and β in the first approximation is carried out in two phases: a modal analysis in order to identify the natural frequencies of the sample corresponding to two different successive forms of oscillations [2], and a quasi-static calculation simulating damped oscillations after impact to find the damping ratio. Next, the iterative process is started, which is a repetitive analysis of the sample's response to harmonic excitation, taking into account the specified proportionality coefficients.

References

1. Alessandra Treviso, B. Van Genechten, Domenico Mundo, Michel Tourniur. Damping in composite materials: Properties and models. Composites Part B Engineering 78, pp. 144-152, September 2015.
2. Ji min He and Zhi-Fang Fu. Modal Analysis. Butterworth-Heinemann, 2001.
3. Grishanina T.V., Shklyarchuk F.N. Oscillations of elastic systems. Moscow, 2013.

Исследование гибридных конструкций крыла на основе однонаправленных композитных структур и плетеных обшивок

Марескин И.В.¹
¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

В рамках гранта РФФИ была исследована концепция применения плетенных обшивок в авиационных конструкциях. Была сформирована конструктивно-силовая схема (КСС) кессона крыла на основе ферменного каркаса и сетчатых панелей с плетеной обшивкой. Ферменный каркас состоит из однонаправленных гибридных (металло-композитных) силовых элементов. Сетчатая панель имеет силовой каркас из композитных однонаправленных реберных структур и аэродинамическую плетенную обшивку (Рисунок 1).

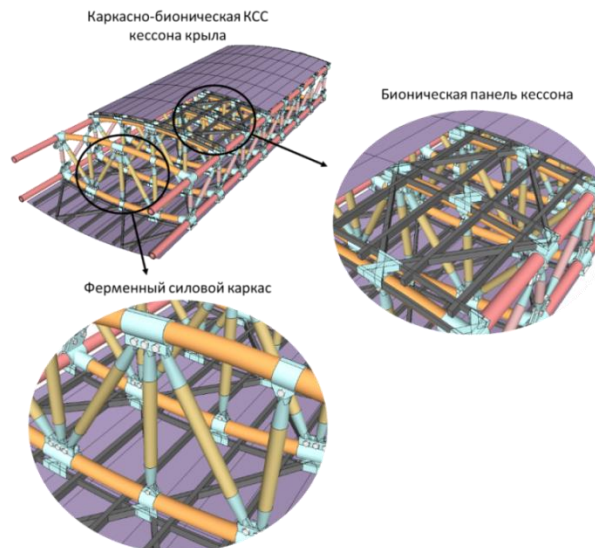


Рисунок 1 – Конструкция кессона крыла с гибридной КСС

Для исследования потенциала увеличения весовой эффективности авиационных конструкций за счет применения разработанной КСС был проведен сравнительный анализ двух альтернативных вариантов кессона крыла самолета малой авиации. Рассмотренные альтернативные варианты: традиционная металлическая конструкция и гибридная конструкция с предложенной КСС.

Алгоритм анализа прочности и проектирования кессона крыла основан на двухуровневом методе анализа прочности конструкции [1]. На первом уровне формируется конечно элементная модель (КЭМ) всего кессона. Эта модель состоит из одно- и двухмерных конечных элементов (КЭ). На этом уровне моделируются внешние нагрузки на кессон и определяются нагрузки на основные элементы конструкции. На втором уровне формируются более подробные модели каждого конструкционного элемента. Нагрузки для этих моделей были получены на первом уровне. На этом уровне производится анализ прочности и устойчивости конструктивных элементов.

Для корректного сравнения альтернативных вариантов конструкции было проведено оптимизационное исследование каждого из вариантов. Задачей оптимизации являлось определение минимального веса каждого варианта конструкции кессона, при условии удовлетворения ограничений по прочности и устойчивости. В качестве оптимизационного инструмента использовался генетический алгоритм. В результате сравнительного анализа было получено, что применение предлагаемой гибридной КСС может позволить снизить вес конструкции по сравнению с традиционной до 15 %

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023) и при поддержке РФФИ, номер проекта 19-29-13046.

Литература

1. Shanygin A, Dubovikov, E, Fomin V, Mareskin I, Zichenkov M. Designing pro-composite truss layout for load-bearing aircraft structures. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*. 2017;40:1612–1623. <https://doi.org/10.1111/ffe.12695>

Investigation of hybrid wing structures based on UD composite structures and braided skins

Mareskin I.V.¹

¹ TsAGI, Zhukovsky, Russia

The concept of braided skins application in aviation structure was investigated in frame of RFBR grant. The layout of wing box based on truss frame and lattice panels with braided

skins was developed. The truss frame consists of unidirectional hybrid (metal-composite) load-bearing elements. The lattice panel consists of load-bearing frame from composite unidirectional rib structure and aerodynamic braided skin (Figure 1).

The comparative analysis of two alternative variants of small aircraft wing box were carried out with the aim of investigation of potential increasing of aircraft weight efficiency by the application of developed layout. The alternative variants are conventional metallic structure and hybrid structure with proposed layout.

The algorithm of strength analysis and designing of wing box structure is based on two level approach of structure strength analysis [1]. A finite elements (FE) model of the whole wing box is formed at the first level. This model consists of one- and two- dimensional FEs. External loads are modeled and loads for each structure element are calculated at this level. More detailed models are formed for each structure element at the second level. The loads for those models are calculated at the first level. Analysis of strength and buckling of each structure element is carried out at this level.

An optimization research of each variant of wing box was carried out for the correct comparison analysis of two alternative structures. The optimization task is searching of minimum mass of each variant of wing box structure in case of satisfying of strength and buckling limitations. The genetic algorithm was used as an optimization tool. As the result of comparison analysis, it was obtained that proposed hybrid structure of wing box can be lighter than conventional by near 15 %.

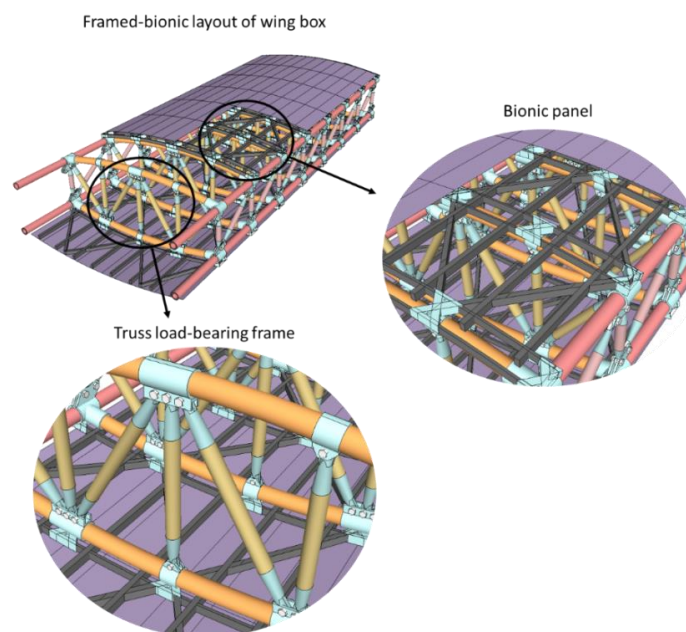


Figure 1 – Structure of wing box hybrid layout

The paper was prepared as part of the implementation of the Creation and Development Program of the world research center «Supersonic » for 2020-2025 with financial support from the Ministry of Education and Science of Russia (agreement of December 8, 2020 No. 075-11-2020-023) and was founded by RFBR, project number 19-29-13046.

References

1. Shanygin A, Dubovikov, E, Fomin V, Mareskin I, Zichenkov M. Designing pro-composite truss layout for load-bearing aircraft structures. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*. 2017;40:1612–1623. <https://doi.org/10.1111/ffe.12695>

Нелинейный подход при анализе прочности обшивочных структур нетрадиционных КСС

Миргородский Ю.С.¹

¹ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Спроектировать пассажирский самолет полностью из композитного материала, при этом являющимся эффективным по весовым характеристикам, на данный момент представляется практически нереализуемой задачей, ввиду того что новые конструкции из КМ малоизучены. Перспективными конструкциями являются металло-композитные, позволяющие реализовать потенциал перспективных композитных КСС. Главной проблемой металло-композитных конструкций являются стыковочные узлы. Стыковочные узлы (фланцевые, фланговые и др.), широко используемые в металлических конструкциях, оказываются малоэффективны в организации металло-композитного стыка, из-за некоторых особенностей композитного материала. При организации данных типов соединений (сверлении) в композитных конструкциях происходит «срез» силовых волокон, что ведет к исключению из нагружения большой площади силовой конструкции.

Существуют новые концепции металло-композитных стыков, позволяющие реализовать весь потенциал композитных КСС.

Один из перспективных и надежных стыков является стыковочный узел на рисунке 1.

Узел стыка сетчатой композитной и традиционной металлической панелей

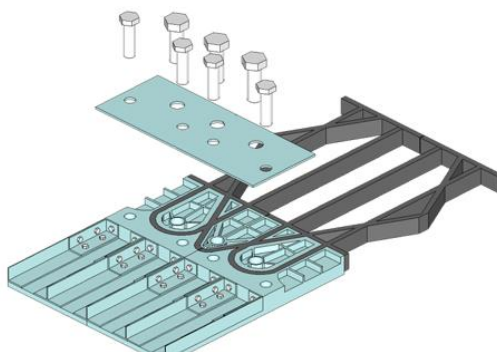


Рисунок 1 – Узел стыка в металло-композитных конструкциях

Исследования, проведенные в работе [1], показали, что для адекватной оценки значений прочностных параметров про-бионических конструкций и, как следствие, оценки веса, необходимо использовать нелинейные расчетные модели. Необходимость использования нелинейных расчетных моделей связана с наличием высоких градиентов напряжений, которые при линейном расчете значительно влияют на погрешность в вычислениях. В данной работе разработан и использован метод нелинейного анализа прочности на основе МКЭ, позволяющий эффективно проводить анализ прочности сложных стыковочных узлов без значительного увеличения трудоемкости. Метод учитывает физическую и геометрическую нелинейности. В работе приведены результаты расчета по линейному методу и предложенному нелинейному методу.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023) и при поддержке РФФИ, номер проекта 19-29-13046.

Литература

1. Dubovikov, E. A., Fomin, V. P., Kondakov, I. O., & Shanygin, A. N. (2019). Comparative Weight Analysis of Fuselage Sections with Different Structure Layouts. TsAGI Science Journal, 50(3), p.309-323. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2019031092.

Non-linear approach to strength analysis of skin structures of non-conventional structure layouts

Mirgorodsky Y.S.¹

¹ TsAGI, Zhukovsky, Russia

Designing a civil aircraft entirely from a composite material, while being effective in terms of weight characteristics, at the moment seems to be a practically unrealizable task, due to the fact that new designs from CM are poorly studied. Perspective designs are metal-composite, allowing to realize the potential of perspective composite layouts. The main problem of metal-composite structures are joints. Joints (flange, flank, etc.), widely used in metal structures, are ineffective in organizing a metal-composite joint, due to some features of the composite material. When organizing these types of connections (drilling) in composite structures, the power fibers are "cut off", which leads to the exclusion of a large area of the structure from loading.

There are new concepts of metal-composite joints that make it possible to realize the full potential of composite layouts.

One of the perspective and reliable joints is the joint in the figure (Figure 1).

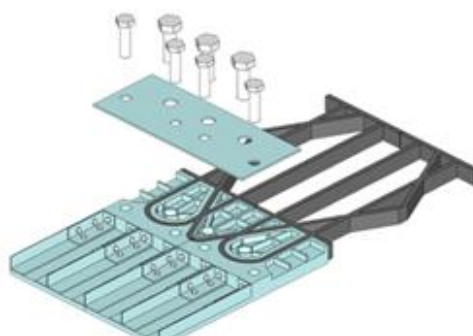


Figure 1 - Joint node in metal-composite structures

The studies carried out in [1] showed that in order to adequately assess the values of the strength parameters of probionic structures and, as a result, to estimate the weight, it is necessary to use nonlinear calculation models. The need to use nonlinear calculation models is associated with the presence of high stress gradients, which significantly affect the calculation error in linear calculations. In this work, a method of nonlinear strength analysis based on the FEM has been developed and used, which makes it possible to effectively analyze the strength of complex joints without a significant increase in labor intensity. The method takes into account physical and geometrical nonlinearities. The paper presents the results of the calculation by the linear method and the proposed nonlinear method.

The paper was prepared as part of the implementation of the Creation and Development Program of the world research center «Supersonic » for 2020-2025 with financial support from the Ministry of Education and Science of Russia (agreement of December 8, 2020 No. 075-11-2020-023) and was founded by RFBR, project number 19-29-13046.

References

1. Dubovikov, E. A., Fomin, V. P., Kondakov, I. O., & Shanygin, A. N. (2019). Comparative Weight Analysis of Fuselage Sections with Different Structure Layouts. TsAGI Science Journal, 50(3), p.309-323. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2019031092.

Стратегии выделения сигнала АЭ из шумов различного типа при деформировании и разрушении УПКМ

Пантелеев И.А.¹, Вшивков А.Н.¹, Плехов О.А.¹

¹ ИМСС УрО РАН, г. Пермь, Россия

В настоящей работе проведено исследование возможности выделения данных акустической эмиссии из модельного фонового сигнала, имитирующего работу промышленной роторной установки. Для получения полезного сигнала (АЭ импульса) проведена серия экспериментов по одноосному сжатию образцов углерод-полимерных композиционных материалов (УПКМ) с непрерывной регистрацией акустической эмиссии. Установлено, что для всех типов образцов характерно монотонное возрастание акустической эмиссии с течением времени. Показано, что несмотря на преобладание низкоамплитудных импульсов в общей массе зарегистрированных сигналов, средне- и высокоамплитудные импульсы АЭ регистрируются задолго до времени разрушения, начиная с середины первой стадии развития акустико-эмиссионной активности в каждом из экспериментов. Эта отличительная особенность позволила предложить алгоритм выделения полезных импульсов АЭ (связанных с накоплением повреждений в композиционной детали) на фоне шумоподобного сигнала и даже с учетом высокой амплитуды фонового сигнала показать возможность надежного детектирования 5, 10, 20% сигналов задолго до времени «фактического» разрушения детали [1].

Для выделения полезного сигнала на фоне шума были рассмотрены два типовых случая: выделение полезного локализованного во времени сигнала из непрерывного фонового сигнала и выделение полезного локализованного во времени сигнала на фоне периодически следующих локальных акустических импульсов. Для первого случая была предложена стратегия, заключающаяся в последовательной реализации следующих процедур:

- частотной фильтрации исходного сигнала высокочастотным фильтром с частотой среза 200 кГц;
- выделения одиночных импульсов АЭ с максимальной амплитудой, превышающей на 5 дБ максимальную амплитуду фонового сигнала.

Для второго случая предложенная стратегия заключается в выполнении следующих процедур:

- декомпозиции сигнала на эмпирические моды и построение первой из них;
- выделения одиночных импульсов АЭ из всего объема данных;
- многопараметрического кластерного анализа всей совокупности одиночных импульсов и изъятия из дальнейшего рассмотрения кластера, связанного с импульсами, в которых превалирует фоновый акустический импульс (случай, когда амплитуда наложенного импульса АЭ намного меньше фонового акустического импульса).

Работа подготовлена в рамках Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение № 075-15-2022-329 от 21 апреля 2022).

Литература

1. Panteleev I., Prokhorov A., Plekhov O. Strategies for extracting damage induced ae signals from different type noise-like backgrounds for carbon-fibre reinforced polymers // Applied Sciences. – 2021. – V. 11(16). – P. 7506.

Strategies for extracting damage induced ae signals from different type noise-like backgrounds for carbon-fibre reinforced polymers

Panteleev I.A.¹, Vshivkov A.N.¹, Plekhov O.A.¹

¹ ICMM UB RAS, Perm, Russia

We have studied the possibility of isolating acoustic emission data from the model background signal which was used to model the performance of an industrial rotary installation. A useful signal (AE pulse) was obtained in the experiments on uniaxial compression of CFRP samples with continuous recording of acoustic emission signals. It is shown that, despite the predominance of low-amplitude pulses in the total mass of recorded signals, the medium- and high-amplitude AE pulses are recorded long before the fracture time, starting from the middle of the first stage of the acoustic emission activity in each of the experiments. This distinctive feature gave impetus to the development of an algorithm for isolating useful AE pulses (arising due to damage accumulation in the composite part) against the background of a noise-like signal. We have demonstrated (even taking into account the high amplitude of the background signal) that the AE signals comprising of 5, 10, 20% of all signals can be reliably detected long before the “actual” fracture onset [1].

The useful signal was isolated against the background of noise by analyzing two typical cases: separation of a time-localized useful signal from a continuous background signal and isolation of a time-localized useful signal against the background of periodic local acoustic pulses.

The strategy proposed for the first case requires sequential implementation of the following procedures:

- frequency filtering of the original signal with a high-frequency filter having a cutoff frequency of 200 kHz;
- isolation of single AE impulses with a maximum amplitude that exceeds the maximum amplitude of the background signal by 5 dB.

The strategy developed for the second case involves:

- decomposition of the signal into empirical modes and construction of the first of these modes;
- separation of single AE impulses from the entire data volume;
- multiparameter cluster analysis of a complete set of single pulses; the cluster associated with pulses in which the background acoustic pulse prevails (the case when the amplitude of the superimposed AE pulse is much less than the background acoustic pulse) is dropped from consideration.

This paper was prepared in the framework of the program for the creation and development of the world-class scientific center “Supersonic” for 2020–2025, with the financial support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation. (agreement No. 075-15-2022-329 dated april 21, 2022).

References

1. Panteleev I., Prokhorov A., Plekhov O. Strategies for extracting damage induced ae signals from different type noise-like backgrounds for carbon-fibre reinforced polymers // Applied Sciences. – 2021. – V. 11(16). – P. 7506.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ И СИЛОВЫЕ СИСТЕМЫ

ENERGY AND POWER SYSTEMS

Системный подход при проектировании сверхзвукового пассажирского самолета и силовой установки

Горбунов А.А.¹, Склярова А.П.¹, Сучков Р. В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Противоречивые требования, предъявляемые к силовой установке сверхзвукового пассажирского самолета (требования ИКАО по шуму и эмиссии [1], предельная скорость полета, массогабаритные размеры), создают необходимость проектирования СУ нового типа. В работе рассматривается новый подход предпроектного исследования силовых установок сложных схем. Очевидно, что к задаче создания СУ для летательного аппарата подобного типа необходимо подходить системно, т.е. рассматривать силовую установку в системе перспективного ЛА [2]. Самыми очевидными решениями является применение комбинации нескольких типов двигателей или ВРД с «глубоким» регулированием [3,4].

Новый подход исследования сложных силовых установок предполагает:

- Минимальные временные затраты на этапе предварительных исследований. Методика предполагает автоматизированную подготовку исходных данных (дроссельные и высотно-скоростные характеристики СУ, аэродинамические характеристики ЛА). Исключение необходимости ручной обработки и возможность использования любых форматов характеристик для существующих типов двигателей позволяет значительно сократить время на одну итерацию.

- Возможность формировать программу управления силовой установкой. Программы управления различных типов двигателей заложены в характеристики, импортируемые в методику. Для многосоставных силовых установок важно иметь возможность формировать программу управления СУ, исходя из поставленных задач, особенностей полетного цикла и типов применяемых двигателей.

- Применение методов машинного обучения при анализе и оптимизации характеристик. Возможность оптимизации по различным критериям. В методике оптимизация производится по типам применяемых двигателей в составе силовой установки, программе управления СУ. Определяются критические точки на траектории полета, требующие дополнительного изучения.

Для реализации описанных возможностей был разработан инструмент на языке программирования Python. На данный момент ведутся работы по написанию интерфейса, валидации и верификации методики. При этом уже сейчас есть возможность проводить исследования системы СУ-ЛА.

В ходе расчетного исследования изучалась возможность установки на сверхзвуковой пассажирский самолет следующих типов СУ:

- ТРДД с различной степенью двухконтурности.
- Двигатель с изменяемой степенью двухконтурности [5].
- Гибридная силовая установка [6].

Полученные результаты позволяют сделать вывод о перспективности дальнейшего проектирования изучаемых типов двигателей.

Литература

1. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Том 2. Эмиссия вредных веществ.
2. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в междисциплинарной постановке. А.В. Луковников. Вестник МАИ. Т.15. №3 2008 г.

3. Новости ЦИАМ (ciam.ru) дата обращения 30.06.2022.

4. В ЦИАМ назвали сроки создания полностью электрического самолета - ТРК Звезда Новости, 20.04.2020 (tvzvezda.ru).

5. Агульник А.Б., Кравченко И.В., Горбунов А.А., Новоселова А.А., Склярлова А.П. Анализ влияния параметров отбора воздуха в третий контур на характеристики двигателя. Журнал «Авиационная техника» (Изв. высш. учеб. заведений), 2018г., №3, с.51-55.

6. Иванов И.Г., Равикович Ю.А. Анализ требований, предъявляемых к основным узлам электрических и гибридных силовых установок. 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» Тезисы докладов стр. 109-110.

A systematic approach to the design of a supersonic passenger aircraft and propulsion system

Gorbunov A. A.¹, Sklyarova A.P.¹, Suchkov R.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Conflicting requirements for the propulsion system of a supersonic passenger aircraft (ICAO noise and emission requirements [1], maximum flight speed, weight and dimensions) make it necessary to design a new type of PS. The paper considers a new approach to pre-design research of power plants of complex circuits. It is obvious that the task of creating a PS for an aircraft of this type must be approached systematically, so consider the propulsion system in the system of a promising aircraft [2]. The most obvious solutions are to use a combination of several types of engines or a “deep” regulation jet engine [3,4].

A new approach to the study of complex propulsion system involves:

- Minimal time spent at the preliminary research stage. The method involves automated preparation of initial data (throttle and altitude-speed characteristics of the PS, aerodynamic characteristics of the aircraft). Eliminating the need for manual processing and the ability to use any format of characteristics for existing engine types allows you to significantly reduce the time per iteration.

- Ability to create a propulsion system management program. Control programs for various types of engines are embedded in the characteristics imported into the methodology. For multi-component propulsion system, it is important to be able to form a PS control program based on the tasks set, the characteristics of the flight cycle and the types of engines used.

- Application of machine learning methods in the analysis and optimization of characteristics. Ability to optimize based on various criteria. In the methodology, optimization is performed according to the types of engines used in the propulsion system, the PS control program. Critical points on the flight path that require additional study are identified.

To implement the described features, a tool in the Python programming language was developed. Currently, work is underway on writing the interface, validating and verifying the methodology. At the same time, it is already possible to conduct research on the PS-aircraft system.

During the calculation study, the possibility of installing the following PS types on a supersonic passenger aircraft was studied:

- Turbofan engines with varying degrees bypass.
- Engine with variable degree of bypass [5].
- Hybrid propulsion system [6].

The results obtained allow us to conclude that further design of the studied engine types is promising.

References

1. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Volume 2. Emission of harmful substances.

2. Conceptual design of aircraft power plants in a multidisciplinary setting. A.V. Lukovnikov. Bulletin of MAI, vol. 15, No. 3, 2008.
3. [CIAM News \(ciam.ru\)](http://ciam.ru) accessed on 30.06.2022.
4. [CIAM announced the time frame for creating an all-electric aircraft-Zvezda shopping mall News, 04/20/2020 \(tvzvezda.ru\)](http://tvzvezda.ru).
5. Agulnik A. B., Kravchenko I. V., Gorbunov A. A., Novoselova A. A., Sklyarova A. P. Analysis of the influence of air intake parameters in the third circuit on engine characteristics. Aviation Technology Magazine (Izv. higherlevel. study. educational institutions), 2018, No. 3, pp. 51-55.
6. Ivanov I. G., Ravikovich Yu. A. Analysis of requirements for the main units of electric and hybrid power plants. 20th International Conference "Aviation and Cosmonautics" Abstracts pp. 109-110.

Оценка надёжности магистрали подачи топлива при помощи метода анализа дерева неисправности

Стрелец Д.Ю.¹, Хуан Чжэн¹, Тихтей Ю.Н.¹, Серебрянский С.А.¹
¹МАИ, Москва, Россия

Процесс оценки безопасности включает определение и проверку требований в процессе разработки конкурентоспособного воздушного судна. Данный процесс обеспечивается методами оценки функциональных свойств самолёта и конструкции систем, выполняющих данные функции [1].

Топливная система представляет собой функциональную взаимосвязь устройств обеспечивающих работу двигателей.

Схема подачи топлива к двигателям определяется количеством топливных баков, двигателей и их компоновкой на самолёте. На многодвигательных самолётах применяются общие (централизованные), отдельные и автономные системы подачи топлива. В общей системе топливо подается через расходный бак ко всем двигателям. В отдельных системах топливо подаётся к каждому двигателю от определённой группы баков. Автономные системы обеспечивают питание каждого двигателя из своего бака.

В магистралях подачи топлива к двигателям устанавливаются насосы, обратные клапаны, краны кольцевания, топливные аккумуляторы, обеспечивающие питание двигателей топливом на режимах полёта с околонулевыми и отрицательными вертикальными перегрузками, перекрывные краны, датчики расходомеров, теплообменники и фильтры [2].

Недостаточная надёжность магистралей топливной системы приводит к увеличению доли эксплуатационных затрат по сравнению с общими затратами на проектирование, производство и эксплуатацию. При этом, стоимость эксплуатации воздушного судна может во много раз превзойти стоимость его разработки и изготовления. Отказы системы приводят различного рода последствиям. Надёжность является частью более широкого понятия – эффективности [3, 4].

Теория надёжности является научным направлением, в рамках которого созданы методы определения надёжности, как отдельных агрегатов, так и сложных технических систем в целом. В состав этих методов входят: анализ дерева неисправности, анализ логических схем, анализ видов последствий отказов.

В данной работе рассмотрен анализ дерева неисправности как дедуктивный анализ нарушения работоспособности устройств в магистрали подачи топлива. Анализ начинается с нежелательного события верхнего уровня и систематически определяет все вероятные одиночные отказы и комбинации отказов на следующем нижнем уровне, которые могут вызывать данное событие [5, 6]. Событие может быть как внутренним, так и внешним, по отношению к анализируемой системе [7, 8].

Литература

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. – Москва : Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
2. Лещинер В.Б., Ульянов И.Е., Тверецкий В.А. Проектирование топливных систем самолетов / Л.Б. Лещинер, И.Е. Ульянов, В.А. Тверецкий; Под ред. В.А. Степанова. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1991. - 320 с.
3. Анцелиович Л. Л. Надежность безопасность и живучесть самолета. М.: Машиностроение, 1985, 296 с.
4. Serebryansky, S.A. 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 September, 2021. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.
5. Руководство 4761. По методам оценки безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации. Авиаиздат, 2011, 270 с.
6. 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.
7. 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.
8. Arbuzov, I. V. Forming the technical concept of aircraft power systems of the perspective aircraft taking into account the outside mechanical impacts / I. V. Arbuzov, S. A. Serebryanskii, D. Y. Strelets // 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, ICMAE 2019 : 10, Brussels, 22–25 июля 2019 года. – Brussels, 2019. – P. 85-88. – DOI 10.1109/ICMAE.2019.8880969. – EDN VIFPUR.

Reliability assessment of the fuel line using the fault tree analysis method

Strelets D.Yu.¹, Huang Zheng¹, Tikhtey Yu.N.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The process of safety assessment includes the definition and verification of requirements during the development of a competitive aircraft. This process is supported by methods for assessing the functional properties of the aircraft and the design of the systems that perform these functions [1].

The fuel system is a functional interconnection of devices providing engine operation.

The scheme of fuel supply to the engines is determined by the number of fuel tanks, engines and their arrangement on the aircraft. Multi-engine airplanes use common (centralized), separate and autonomous fuel supply systems. In the common system, fuel is fed through a supply tank to all engines. In the separate systems, fuel is supplied to each engine from a certain group of tanks. Stand-alone systems feed each engine from its own tank.

Pumps, check valves, ringing valves, fuel accumulators providing fuel supply to the engines in flight modes with near-zero and negative vertical overloads, shutoff valves, flow meter sensors, heat exchangers and filters are installed in the fuel lines to the engines [2].

Insufficient reliability of fuel system lines leads to an increase in the share of operating costs compared to the total cost of design, production and operation. At the same time, the cost of operating the aircraft can many times exceed the cost of its design and manufacture.

System failures have all sorts of consequences. Reliability is part of a wider concept - efficiency [3, 4].

Reliability theory is a scientific direction, within the framework of which methods have been created to determine the reliability of both individual units and complex technical systems as a whole. These methods include: fault tree analysis, analysis of logic circuits, analysis of types of failure consequences.

This paper considers fault tree analysis as a deductive analysis of device failure in the fuel supply line. The analysis starts with an undesirable upper level event and systematically identifies all probable single failures and combinations of failures at the next lower level, which may cause this event [5,6]. The event can be either internal or external to the system under analysis [7, 8].

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. Leshchiner V.B., Ulyanov I.E., Tveretsky V.A. Design of aircraft fuel systems / L.B. Leshchiner, I.E. Ulyanov, V.A. Tveretsky; Ed. by V.A. Stepanov. - Moscow: Machine Building, 1991. - 320 p.

3. Antseliovich L.L. Reliability safety and survivability of aircraft. Moscow: Mashinostroenie, 1985, 296 p.

4. Serebryansky, S.A. 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 September, 2021. - Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. - EDN PCYSFH.

5. Manual 4761. On methods of safety assessment of systems and on-board equipment of civil aviation aircraft. Aviaizdat, 2011, 270 p.

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

7. 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. - Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. - EDN YQZQVE.

8. Arbuzov, I. V. Forming the technical concept of aircraft power systems of the perspective aircraft taking into account the outside mechanical impacts / I. V. Arbuzov, S. A. Serebryanskii, D. Y. Strelets // 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, ICMAE 2019: 10, Brussels, 22–25 July 2019. - Brussels, 2019. - pp. 85-88. - DOI 10.1109/ICMAE.2019.8880969. - EDN VIFPUR.

Dynamic analysis of the electric brake system for the large civil aircraft

Hongzheng Zhu¹, Jianzhe Huang¹, Zhongliang Jing¹, Xingqun Zhan¹

¹Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China

In this report, the dynamical model of the electric brake system for the large civil aircraft is built, with the coupling effects of the motion of the aircraft, the landing gear and the wheel. The complex behaviors including bifurcation and chaos for such an electric brake system for the aircraft take-off and landing are discussed.

The simulation results are presented, illustrating that:

- Compared with hydraulic braking system, the designed electric braking system has obvious advantages. The model of the whole system can reflect the real braking process correctly.

- By numerical simulation, the nonlinear shimmy of the landing gear can be solved in the time domain. The tendency for shimmy increases when the ground-roll velocity increases or the damping ratio decreases.

- The numerical bifurcation analysis shows that the torsional and the lateral bending modes have strong interaction and it leads different kinds of shimmy oscillations.

- The relationship between shimmy oscillation and torsional damping is analyzed. The result shows that selected the proper torsional damping is crucial for the stability of shimmy.

The Matlab/Simulink model of the designed electric brake system is built. The dynamical model is derived based on the information in Refs. [1, 2]. The shimmy of landing gear is considered [3,4].

References

1. Wang Z, Li Z, Li W. Research of Aircraft Electric Brake Control System[C]//3rd International Symposium on Mechatronics and Industrial Informatics (ISMII 2017). 2017: 198-200.

2. Bo L, Li Y. Research on simulation of aircraft electric braking system[M]//Recent Advances in Computer Science and Information Engineering. Springer, Berlin, Heidelberg, 2012: 301-309.

3. Somieski G. Shimmy analysis of a simple aircraft nose landing gear model using different mathematical methods[J]. Aerospace Science and Technology, 1997, 1(8): 545-555.

4. Thota P, Krauskopf B, Lowenberg M. Bifurcation analysis of nose-landing-gear shimmy with lateral and longitudinal bending[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 87-95.

Методика моделирования теплового состояния гидросистемы маневренного самолета

Чулков М.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе описывается методика моделирования теплового состояния гидросистемы самолета на основе дифференциальных уравнений теплового баланса в нестационарной постановке. Гидросистема рассматривается как ряд объектов с сосредоточенными параметрами [1]. Параметры теплообмена определяются не только характеристиками агрегатов и трубопроводов и их размещением на летательном аппарате, но и изменяющимися в широких пределах параметрами режима полета и воздушной среды за бортом [2].

В отличие от существующих методик учитывается влияние внешней нагрузки гидроприводов рулевых поверхностей самолета на потери мощности в них. Эти потери преобразуются в тепловую энергию, которая идет на нагревание рабочей жидкости гидросистемы [3]. Также в предлагаемой модели введена зависимость коэффициента полезного действия насоса от частоты вращения его входного вала. С целью снижения погрешности моделирования вводится поправка на объемное расширение рабочей жидкости при повышении ее температуры.

По разработанной методике проведены вычисления изменения температуры жидкости гидросистемы во времени для нескольких типовых профилей полета маневренного самолета. Для верификации модели использовались результаты стендовых испытаний гидравлических насосов и гидросистем в целом [4], а также данные летных испытаний.

Литература

1. Волков А.А. Влияние уровня давления нагнетания на тепловые потери в гидросистеме летательных аппаратов / А.А. Волков, В.Ю. Мищенко, В.А. Ионов // Качество и жизнь. – 2017. – № 4(16). – С. 26-32. – EDN UKGSHJ.

2. Николаев В.Н. Параметры теплообмена агрегатов и трубопроводов гидросистемы самолёта // Вестник СГАУ. 2011. №1.

3. Температура рабочей жидкости авиационных гидросистем. / Шумилов И.С. // Машины и установки: проектирование, разработка и эксплуатация. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016. № 02. С. 51–75.

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.

Method for modeling the thermal state of the hydraulic system of a combat aircraft

Chulkov M.V.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

This paper proposes a method for modeling the thermal state of an aircraft hydraulic system based on the differential equations of heat balance at a non-stationary formulation. The hydraulic system is considered as a set of objects with lumped parameters. [1] The heat transfer parameters are determined not only by the characteristics of hydraulic units and pipelines and their location in the aircraft, but also by flight parameters and the overboard air, which vary over a wide range. [2]

In contrast to the existing methods, the influence of the external load of the aircraft control hydraulic drives on the power losses in them is taken into account. These losses are converted into thermal energy, which heats the working fluid of hydraulic system. [3] Also in the proposed model, the dependence of the pump efficiency on the input shaft speed is introduced. In order to reduce the modeling error, a correction is introduced for the volumetric expansion of the working fluid with an increase in its temperature.

According to the developed method, calculations of the temperature of the hydraulic fluid over time for several typical flight profiles of a combat aircraft were made. To verify the model, the results of bench tests of hydraulic pumps and hydraulic systems, as well as flight test data, were used.

References

1. Volkov A.A., Mischenko V.Yu., Ionov V.A. Influence of pressure level on heat losses in aircraft hydraulic system. Published in “Quality and life”, 2017, No. 4(16), pp.26-32

2. Nikolaev V.N. Parameters of the heat exchanging between units and pipelines of aircraft hydraulic system. Published in Vestnik of Samara University, 2011, No. 1

3. Shumilov I.S. The temperature of the working fluid of aviation hydraulic systems. Published in “Machines and units: design, development and operation”, 2016. No. 02. pp.51–75.

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.

Принципы управления высокоскоростным потоком с использованием термически стратифицированного источника энергии

Азарова О.А.¹, Кравченко О.В.¹

¹ ФИЦ ИУ РАН, г. Москва Россия

Задача управления высокоскоростным потоком/полетом с использованием немеханических подходов, в частности дистанционного энергоклада, в настоящее время занимает ведущее место среди задач управления потоком [1]. На первый план выходят идеи использования комбинированных источников энергии [2] или создания сложных плазменных структур [3, 4] в целях воздействия на поток и головную ударную волну. Ранее в экспериментах [4] было установлено искривление фронта ударной

волны под влиянием плазменных областей, инициированных крупномасштабными ионизационными стратами. Мелкомасштабные температурные области обуславливали полное исчезновение фронта ударной волны на шпиренкартинах в зоне взаимодействия. При численном моделировании эксперимента была показана генерация во многих точках неустойчивостей Рихтмайера -Мешкова [5], под действием которых фронт ударной волны (в поле плотности) практически переставал существовать, что объясняло результаты эксперимента.

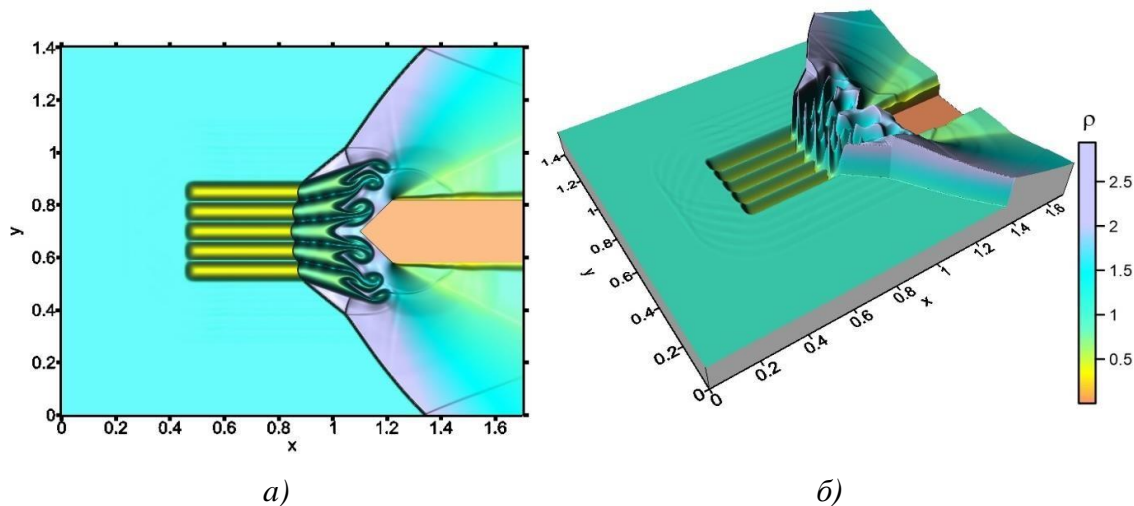


Рис. 1. Воздействие термически стратифицированного источника энергии на ударный слой, инициированный заостренным телом, поле плотности:
а) плоский вид, б) вид поверхности

Доклад посвящен разработке темы воздействия термически стратифицированных источников энергии на сверхзвуковое обтекание тел вязким теплопроводным газом (воздухом). Исследование основано на системе уравнений Навье-Стокса. Числа Маха набегающего потока варьируются от 2 до 5. Описан новый многовихревой механизм воздействия стратифицированного источника энергии на аэродинамические характеристики тела (см. рис. 1а). Получено практически полное разрушение головной ударной волны в поле плотности за счет многократной генерации неустойчивостей Рихтмайера - Мешкова в области стратифицированного источника энергии (рис. 1б). Исследованы зависимости параметров течения и характеристик обтекаемого тела от температуры в исходных слоях, их расположения и геометрии. Полученные результаты систематизированы для установления принципов управления потоком/полетом с использованием стратифицированного источника энергии.

Литература

1. Knight D.D. Energy deposition for high-speed flow control (Cambridge: Cambridge University Press), 2019, p 450
2. Azarova O. A. Supersonic flow control using combined energy deposition 2015 Aerospace 2 1 118
3. Leonov S. B., Firsov A. A., Houpt A. W. Suppression of reflected oblique shock wave by multifilamentary plasma, 2018
4. J. Phys.: Conf. Ser. 1112 012005 1
5. Lapushkina T. A., Erofeev A. V., Azarova O. A., Kravchenko O. V. Interaction of a plane shock wave with an area of ionization instability of discharge plasma in air Aerospace Science and Technology 85 347, 2019
6. Azarova O. A. Generation of Richtmyer-Meshkov and secondary instabilities during the interaction of an energy release with a cylinder shock layer Aerospace Science and Technology 42 376, 2015.

Principles of high-speed flow control using a thermally stratified energy source

Azarova O.A.¹, Kravchenko O.V.¹

¹ FRC CSC RAS, Moscow, Russia

The task of controlling a high-speed flow/flight using non-mechanical approaches, in particular, remote energy deposition, currently takes the lead among the flow control tasks [1]. The ideas of using combined energy sources [2] or creating complex plasma structures [3, 4] in order to influence the flow and the head shock wave are coming to the forefront. Earlier in experiments [4], curvature of the shock front under the influence of plasma regions initiated by large-scale ionization strata was established. Small-scale temperature regions caused a complete disappearance of the shock front on schlieren charts in the interaction zone. The numerical simulation of the experiment showed the generation of Richtmeier-Meshkov instabilities at many points [5], under the action of which the shock front (in the density field) practically ceased to exist, which explained the experimental results.

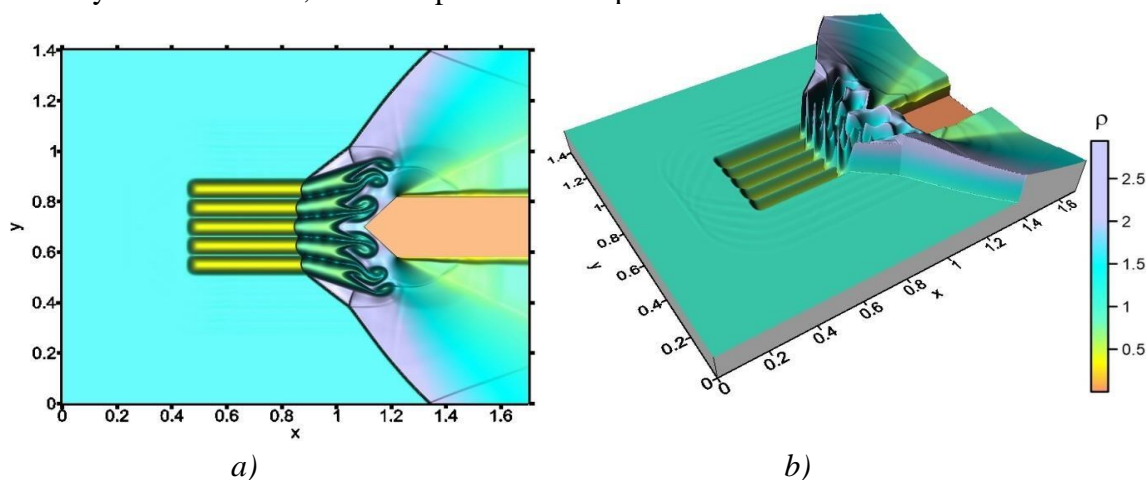


Fig. 1. Effects of a thermally stratified energy source on a shock layer initiated by a pointed body, density field: a) flat view, b) surface view

The report is devoted to the development of the topic of the effect of thermally stratified energy sources on the supersonic flowing of bodies by a viscous thermally conductive gas (air). The study is based on a system of Navier-Stokes equations. The Mach number of the incident flow varies from 2 to 5. A new multi-vortex mechanism of stratified energy source effect on aerodynamic characteristics of the body is described (see Fig. 1a). Practically complete destruction of the head shock wave in the density field due to multiple generation of Richtmeier-Meshkov instabilities in the region of the stratified energy source has been obtained (Fig. 1b). The dependences of the flow parameters and characteristics of the streamlined body on the temperature in the source layers, their location and geometry are investigated. The results obtained are systematized to establish the principles of flow/flight control using a stratified energy source.

References

1. Knight D.D. Energy deposition for high-speed flow control (Cambridge: Cambridge University Press), 2019, p 450
2. Azarova O. A. Supersonic flow control using combined energy deposition 2015 Aerospace 2 1 118
3. Leonov S. B., Firsov A. A., Houpt A. W. Suppression of reflected oblique shock wave by multifilamentary plasma, 2018
4. J. Phys.: Conf. Ser. 1112 012005 1

5. Lapushkina T. A., Erofeev A. V., Azarova O. A., Kravchenko O. V. Interaction of a plane shock wave with an area of ionization instability of discharge plasma in air *Aerospace Science and Technology* 85 347, 2019

6. Azarova O. A. Generation of Richtmyer-Meshkov and secondary instabilities during the interaction of an energy release with a cylinder shock layer *Aerospace Science and Technology* 42 376, 2015.

Разработка методики определения относительной массы аккумуляторов полностью электрифицированного самолёта во втором приближении

Духновский Д.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены результаты исследований, направленных на расширение методологического обеспечения проектирования полностью электрифицированных летательных аппаратов (ПЭЛА) самолётного типа. Создание таких конкурентоспособных летательных аппаратов является актуальной задачей в самолётостроении [1, 2]. Основываясь на предыдущих результатах исследований [2, 3], было получено выражение, позволяющее определить дальность полёта ПЭЛА с учётом набора высоты и скорости крейсерского полёта. Необходимость учёта этого участка полёта обусловлена тем, что согласно исследованиям [2, 4, 5] рационально осуществлять электрификацию самолётов с дальностью полёта до 900–1200 километров. Таким образом энергозатратный участок набора высоты и скорости крейсерского полёта имеет значительное влияние на общую дальность. После получения выражения расчёта уточнённой дальности был совершен переход к расчёту относительной массы запасаемой энергии (относительной массы аккумуляторов). Получены выражения, описывающие потребуемую относительную массу запасаемой энергии для крейсерского участка полёта и потребную относительную массу запасаемой энергии для участка набора высоты и скорости крейсерского полёта. В разработанных выражениях учтено: аэродинамическое качество самолёта, удельная по весу энергоёмкость аккумуляторов, КПД силовой установки, скорость крейсерского полёта, высота крейсерского полёта.

Совокупность разработанных выражений представляет собой методику определения относительной массы запасаемой энергии полностью электрифицированного самолёта во втором приближении. Эта методика является необходимой для последующей разработки методики проектирования ПЭЛА и позволяет осуществить трансформацию существующих методик расчёта взлётной массы традиционных самолётов во втором приближении применительно к ПЭЛА.

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. Dukhnovskiy D. A. Formation of the Area of Possible Existence of Electrified Airplanes //2020 New Trends in Aviation Development (NTAD). – IEEE, 2020. – DOI: 10.1109/NTAD51447.2020.9379118 – с. 49-53.

3. Духновский, Д. А. Полная электрификация авиационной техники - от магистральной авиации до аэромобильности / Д. А. Духновский // Авиация и космонавтика: Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 28-30. – ISBN 978-5-00189-750-7 – EDN TGAPHS.

4. Schäfer A. W. et al. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft //Nature Energy. – 2019. – Т. 4. – №. 2. – С. 160-166.

5. Justin C. Y. et al. Operational and economic feasibility of electric thin haul transportation //17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. – 2017. – C. 3283.

Development of a method for determining the relative mass of batteries of a fully electrified aircraft in the second approximation

Dukhnovskiy D.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report presents the results of research aimed at expanding the methodological support for the design of all-electric aircraft (AEA). The creation of such aircraft is an urgent task in aircraft construction [1, 2]. Based on the previous results of research [2, 3], an expression was obtained. That expression allows determining the flight range of an AEA, considering the climb and cruising speed. The need to consider this flight segment is due to the fact that, according to studies [2, 4, 5], it is rational to electrify aircraft with a flight range of up to 900–1200 kilometers. Thus, the energy-intensive section of climb and cruise speed has a significant impact on the overall range. After obtaining the expression for calculating the specified range, a transition was made to calculating the relative mass of the stored energy (the relative mass of the batteries). Expressions are obtained that describe the required relative mass of stored energy for the cruising flight segment and the required relative mass of stored energy for the climb segment and cruising flight speed. The developed expressions take into account: the aerodynamic quality of the aircraft, the specific weight of the energy intensity of the batteries, the efficiency of the power plant, the cruising speed, the cruising altitude.

The set of developed expressions is a method for determining the relative mass of the stored energy of a fully electrified aircraft in the second approximation. This technique is necessary for the subsequent development of the AEA design methodology and allows for the transformation of existing methods for calculating the take-off mass of traditional aircraft in the second approximation in relation to the AEA.

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. Dukhnovskiy D. A. Formation of the Area of Possible Existence of Electrified Airplanes //2020 New Trends in Aviation Development (NTAD). – IEEE, 2020. – DOI: 10.1109/NTAD51447.2020.9379118 – pp. 49-53.

3. Dukhnovskiy, D. A. Full electrification of aircraft - from long-haul aviation to air mobility / D. A. Dukhnovsky // Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference, Moscow, November 22–26, 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - P. 28-30. – ISBN 978-5-00189-750-7 – EDN TGAPHS.

4. Schäfer A. W. et al. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft //Nature Energy. – 2019. – T. 4. – №. 2. – C. 160-166.

5. Justin C. Y. et al. Operational and economic feasibility of electric thin haul transportation //17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. – 2017. – p. 3283.

Исследование по выбору облика и параметров силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета, рассчитанного на перевозку до 20 пассажиров

Калигина П.Д.¹, Калий П.Е.¹, Леонов Д.А.¹, Пушкин Д.С.¹, Сурма А.А.,

Чернышева Е.А.¹

¹МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Предполагаемый конкурентоспособный сверхзвуковой пассажирский самолет (СПС) для полетов на высоте 20км со скоростью 2500км/ч на дальность до 12000км

может быть создан на базе имеющегося в РФ научно-технического задела (НТЗ) по материалам и КПД элементов двигателей [1].

В настоящем докладе представлены следующие основные результаты исследования:

- Предложено для обеспечения требуемых взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) самолета иметь управляемый вектор тяги на маршевых двигателях и дополнительную силовую установку (СУ) для создания вертикальной составляющей тяги на режимах взлета и посадки. Сравнительный анализ показал значительное преимущество вспомогательного газотурбинного двигателя (ГТД) перед электромотором для привода подъемного вентилятора, установленного в передней части фюзеляжа.

- Исследования проводились с использованием современного программного обеспечения [2, 3]. Взлетная тяга двигателей была принята $200кН$, а температура газов перед турбиной на взлетном режиме $1800К$ с раскруткой до $2000К$ по мере набора скорости. Были получены оптимальные значения степени повышения давления в осевом компрессоре ($\pi_k^*=12$) и степени двухконтурности ($m_0=0,3$) маршевых двигателей для обеспечения приемлемых значений тяги и расхода топлива на всех этапах полета [4].

- Выбранная степень двухконтурности маршевых двигателей обеспечивает необходимое охлаждение горячих частей двигателя и отбор 20% воздуха из второго контура на струйные рули для создания дополнительной вертикальной тяги. Такая комплексная СУ обеспечивает эксплуатацию СПС с ВПП длиной от 2км при минимальном лобовом сопротивлении на маршруте.

- Двигатель с выбранными параметрами обладает высокой топливной эффективностью в сравнении с одним из самых современных двигателей GE Passport 5-го поколения, установленным на бизнес-джете Bombardier Global 7000.

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. Котовский В.Н., Р.М. Федоров Расчет параметров и характеристик авиационных ГТД. – Издание ИД академии им. Н.Е. Жуковского 2022г.

3. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции, Москва 2018.

4. А.А. Алиева, П.Д. Калигина, П.Е. Калий, Д.А. Леонов, А.А. Сурма, А.И. Фирстова. «Исследование ВРД (ТРД И ТРДД) с целью выбора оптимальных степеней сжатия воздуха в компрессоре и степени двухконтурности для сверхзвукового пассажирского самолета (СПС)» // Сборник лучших докладов студенческой научно-технической конференции МГТУ ГА, посвященной 50-летию университета. 14 апреля 2021 г.–М.:МГТУ ГА,2021.–N1.–С.34-36.

Research on the outline and parameters selection of the power plants for a supersonic passenger aircraft designed to carry up to 20 passengers

Kaligina P.D.¹, Kaliy P.E.¹, Leonov D.A.¹, Pushkin D.S.¹,

Surma A.A.¹, Chernysheva E.A.¹

¹MSTUCA, Moscow, Russia

The proposed supersonic passenger aircraft for flights at an altitude of 20 km at a speed of 2500 km/h for a range of up to 12000 km can be created on the basis of the scientific and technical reserve available in the Russian Federation on materials and efficiency of engine elements [1].

This report presents the following main findings of the study:

- It is presented that in order to ensure the required takeoff and landing characteristics of an aircraft, it is necessary to have a controlled thrust vector on main engines and an additional power unit to create a vertical thrust component in takeoff and landing modes. A comparative analysis showed a significant advantage of an additional jet engine over an electric motor for driving a lifting fan installed in the front of the fuselage.

- Research was carried out using modern software [2, 3]. The takeoff thrust of the engines was assumed to be 200kN, and the temperature of the gases in front of the turbine in takeoff mode was 1800K with a spin up to 2000K as the speed increased. Optimal values of pressure ratio in the axial compressor ($\pi_{k^*}=12$) and bypass ratio ($m_0=0.3$) of propulsion engines were obtained to ensure acceptable values of thrust and fuel consumption at all stages of flight [4].

- The selected bypass ratio of the main engines provides the necessary cooling of the hot parts of the engine, and the engine air bleed (20% of air from the secondary circuit) to the thrust port at the tips of the wing, which allows creating additional vertical thrust. This integrated power plant provides the operation of the supersonic passenger aircraft with a runway more than 2000m long with minimal drag along the route.

- The selected engine is fuel efficient compared to one of the most advanced 5th generation GE Passport engines in the Bombardier Global 7000 business jet.

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. Kotovsky V.N., R.M. Fedorov Calculation of parameters and characteristics of aircraft turbojet engines. . - Publication of the Academy of Sciences. NOT. Zhukovsky 2022

3. Kotovsky V.N., Vovk M.Y. Mathematical modeling of the working process and characteristics of turbojet engine direct reaction, Moscow 2018.

4. A.A. Alieva, P.D. Kaligina, P.E. Kaliy, D.A. Leonov, A.A. Surma, A.I. Firstova. “Research of turbojet and turbofan engines in order to select the optimal degrees of air compression in the compressor and the degree of bypass for a supersonic passenger aircraft ” // Collection of the best reports of the student scientific and technical conference of MSTUCA, dedicated to the 50th anniversary of the university. April 14, 2021 - M.: MSTUCA, 2021. - N1. – С.34-36.

Предиктивная аналитика изменений эксплуатационных параметров силовых гидроприводов беспилотной техники

Пузанов А.В.¹, Косорукова О.В.¹, Артемов В.В.¹

¹ КГТА им. В.А. Дегтярева, г. Ковров, Россия

В докладе представлены результаты исследований по диагностике характеристик гидроприводов мобильной беспилотной техники в процессе ее эксплуатации и прогнозирование их изменения вплоть до исчерпания ресурса, вероятности возникновения аварийных ситуаций.

Силовой гидравлический привод широко используется в мобильной технике, особенно в беспилотной, благодаря бесступенчатому регулированию скоростей и простоте организации предохранительных функций.

Беспилотная техника характеризуется более жесткими условиями эксплуатации из-за отсутствия необходимости обеспечения комфортных условий водителю (пилоту, пассажирам или оператору).

Широкий диапазон внешних и внутренних факторов воздействия как на саму беспилотную технику, так и на ее приводы усложняет прогнозирование ресурса компонентов и всей системы. Недетерминированные условия эксплуатации беспилотной техники (широкий диапазон климатических, силовых, вибрационных,

акустических и прочих воздействий), а также тенденции повышения их скоростных характеристик, приводят к большому разбросу значений показателей надежности и ресурса. Их прогнозирование с учетом варьирования отдельных факторов воздействия [1, 2], условий эксплуатации [2], а также конструктивных и технологических параметров, позволяет реализовать диагностическая система. Предлагаемая система, состоящая из методических и математических моделей [3], технических и вычислительных средств позволяет проводить предиктивный анализ ресурса и надежности компонентов мобильной техники, в частности силовых гидроприводов.

Применение датчиков, отслеживающих текущие нагрузки и режимы эксплуатации техники, позволяет накапливать информацию, используемую для предиктивного анализа ресурса компонентов [4]. В зависимости от схемы реализации управления мобильной техникой и имеющейся на борту вычислительной аппаратуры подобных анализ может выполняться на самом объекте или дистанционно [4, 5]. Полученные результаты прогнозирования ресурса компонентов силового привода обеспечивают данными систему управления для корректировки режима эксплуатации [6].

Предиктивная аналитика реализуется посредством математических моделей [7, 8], построенных по стандартам цифрового двойника [9]. Модели цифрового двойника в качестве исходных данных используют циклограмму нагрузки (штатную и текущую) [1, 3, 2, 10]. Возможно использования данных дефектоскопии в качестве промежуточных – для верификации модели или как отправная точка для предиктивного анализа [11].

Кроме информационной функции, предлагаемая система призвана ограничивать режимы и условия эксплуатации для пролонгирования ресурсных показателей.

Литература

1. Пузанов, А. В. Модельные исследования теплового режима блока управления приводами мобильной техники / А. В. Пузанов // Автоматизация в промышленности. – 2021. – № 6. – С. 17-19. – DOI 10.25728/avtprom.2021.06.03.

2. Пузанов, А.В. Моделирование работоспособности насосного оборудования в арктических условиях эксплуатации / А.В. Пузанов, О.О. Сукоркина, Е.А. Ершов // Автоматизация. Современные технологии. 2020, т.74, №3 – С. 108-111.

3. Пузанов, А.В. Передовые технологии разработки и производства приводов и систем управления [Текст]: монография / А.В. Пузанов. – Ковров: ФГБОУ ВО «КГТА им. В.А. Дегтярева», 2020. –88 с.

4. Шум машин. Технический метод определения уровней звуковой мощности насосов гидроприводов по интенсивности звука = Noise of machines. Engineering method for determination of the sound power levels of pumps using sound intensity techniques : межгосударственный стандарт ГОСТ ИСО 16902-1-2006 : введен впервые : введен 2007-10-01 / Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации. - Москва : Стандартинформ, 2007. - IV, 11 с.

5. Обзор методов контроля состояния элементов гидропривода / А. Р. Крук, А. Л. Егоров, В. А. Костырченко, Т. М. Мадьяров // Фундаментальные исследования. – 2016. – № 2-2. – С. 267-270.

6. Kiselev, M. I. Technical diagnostics functioning machines and mechanisms / M. I. Kiselev, V. I. Pronyakin, A. K. Tulekbaeva // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering : Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (MEA2017), Москва, 15–16 ноября 2017 года. – Москва: IOP, 2018. – P. 012012. – DOI 10.1088/1757-899X/312/1/012012.

7. Пузанов, А. В. Моделирование рабочих процессов гидромашин силовых приводов беспилотной техники / А. В. Пузанов, Я. А. Даршт // Математическое моделирование : Тезисы II Международной конференции, Москва, 21–22 июля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 112-114.

8. Пузанов, А.В. Моделирование индикаторной диаграммы аксиально-плунжерной гидромашины / А.В. Пузанов, Е.А. Ершов // Вестник Брянского государственного технического университета. 2017, № 3 (56). –С. 29-35.

9. Пузанов, А. В. Элементы концепции цифрового двойника гидропривода / А.В. Пузанов // Математическое моделирование : Тезисы II Международной конференции, Москва, 21–22 июля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 72-73.

10. Пузанов, А.В. Transdisciplinary models of hydraulic drives of mobile machinery / А.В. Пузанов // Системный анализ и прикладная информатика – 2018, №4 – С 51-55.

11. Редников, С. Н. Диагностика гидравлических систем / С. Н. Редников, К. В. Найгерт // Достижения науки - агропромышленному производству : материалы LV международной научно-технической конференции. Секции 12-16: Применение электрической энергии в сельском хозяйстве. Физика, химия и нанотехнология. Механика и математические методы. Безопасность жизнедеятельности и техническая эксплуатация автотранспорта. Тепловодогазоснабжение сельского хозяйства, Челябинск, 27–29 января 2016 года / ФГБОУ ВО «Южно-Уральский государственный аграрный университет». – Челябинск: Южно-Уральский государственный аграрный университет, 2016. – С. 294-299.

12. Горячева, И. Г. Моделирование изнашивания деформируемых тел на разных масштабных уровнях / И. Г. Горячева // Физическая мезомеханика. – 2007. – Т. 10. – № 5. – С. 31-39.

13. Чиликин, А. А. Сравнительный анализ современных методов диагностики состояния гидравлических систем / А. А. Чиликин, Н. Н. Трушин // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2014. – № 3. – С. 117-127.

14. ГОСТ Р ИСО17359-2015 2016 Контроль состояния и диагностика машин. Общее руководство (Москва: Стандартинформ) (на русском языке)

15. ГОСТ Р ИСО 13379-2009. 2010 Контроль состояния и диагностика машин. Руководство по интерпретации данных и методам диагностики. М.: Стандартинформ. 24 р.

16. ГОСТ 30848-2003 (ИСО 13380:2002) 2005 Диагностирование машин по рабочим характеристикам. Общие положения. М.: Стандартинформ. 20 р.

17. ГОСТ Р ИСО 13373-1-2009-2010 Контроль состояния и диагностика машин. Вибрационный контроль состояния машин. Часть 1. Общие методы. М.: Стандартинформ. 36 р.

Predictive analytics of changes in operational parameters of power hydraulic drives of unmanned vehicles

Puzanov A.V.¹, Kosorukova O.V.¹, Artemov V.V.¹

¹ KSTA named after V.A. Degtyarev, Kovrov, Russia

The report presents the results of research on diagnosing the characteristics of hydraulic drives of mobile unmanned vehicles during its operation and predicting their changes up to the exhaustion of the resource, the likelihood of accidents.

The power hydraulic drive is widely used in mobile technology, especially in unmanned vehicles, due to the stepless speed control and the simplicity of organizing safety functions.

Unmanned vehicles are characterized by more stringent operating conditions due to the lack of the need to provide comfortable conditions for the driver (pilot, passengers or operator).

A wide range of external and internal factors affecting both the unmanned vehicle itself and its drives complicates the prediction of the resource of components and the entire system. Non-deterministic operating conditions of unmanned vehicles (a wide range of climatic, force, vibration, acoustic and other influences), as well as trends in increasing their speed characteristics, lead to a wide spread in the values of reliability and resource indicators. Their prediction, taking into account the variation of individual impact factors [1, 2], operating

conditions [2], as well as design and technological parameters, makes it possible to implement a diagnostic system. The proposed system, consisting of methodological and mathematical models [3], technical and computing tools, allows for predictive analysis of the resource and reliability of mobile equipment components, in particular, hydraulic power drives.

The use of sensors that monitor the current loads and modes of operation of equipment makes it possible to accumulate information used for predictive analysis of the resource of components [4]. Depending on the scheme for implementing the control of mobile equipment and the computing equipment available on board, such analysis can be performed on the object itself or remotely [4, 5]. The obtained results of predicting the resource of the components of the power drive provide data to the control system for adjusting the operating mode [6].

Predictive analytics is implemented through mathematical models [7, 8] built according to the digital twin standards [9]. The digital twin models use the load sequence diagram (standard and current) as input data [1, 3, 2, 10]. It is possible to use flaw detection data as intermediate - for model verification or as a starting point for predictive analysis [11].

In addition to the information function, the proposed system is designed to limit the operating modes and conditions for prolonging the resource indicators.

References

1. Puzanov, A. V. Model studies of the thermal regime of the drive control unit of mobile equipment / A. V. Puzanov // Automation in industry. - 2021. - No. 6. - pp. 17-19. – DOI 10.25728/avtprom.2021.06.03.

2. Puzanov, A.V. Simulation of pumping equipment performance in arctic operating conditions / A.V. Puzanov, O.O. Sukorkina, E.A. Ershov // Automation. Modern technologies. 2020, vol. 74, no. 3 - pp. 108-111.

3. Puzanov, A.V. Advanced technologies for the development and production of drives and control systems [Text]: monograph / A.V. Puzanov. - Kovrov: FGBOU VO "KGTA im. V.A. Degtyarev", 2020. -88 p.

4. Machine noise. Technical method for determining the sound power levels of hydraulic pumps by sound intensity = Noise of machines. Engineering method for determination of the sound power levels of pumps using sound intensity techniques : interstate standard GOST ISO 16902-1-2006 : introduced for the first time : introduced 2007-10-01 / Interstate Council for Standardization, Metrology and Certification. - Moscow: Standartinform, 2007. - IV, 11 p.

5. Kruk A. R., Egorov A. L., Kostyrchenko V. A., Madyarov T. M. Review of methods for monitoring the state of hydraulic drive elements // Fundamental research. - 2016. - No. 2-2. - pp. 267-270.

6. Kiselev, M. I. Technical diagnostics functioning machines and mechanisms / M. I. Kiselev, V. I. Pronyakin, A. K. Tulekbaeva // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering : Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (MEA2017), Moscow, November 15–16, 2017 . - Moscow: IOP, 2018. - P. 012012. - DOI 10.1088/1757-899X/312/1/012012.

7. Puzanov, A. V. Modeling of working processes of hydraulic machines of power drives of unmanned vehicles / A. V. Puzanov, Ya. A. Darshat // Mathematical modeling: Abstracts of the II International Conference, Moscow, July 21–22, 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - P. 112-114.

8. Puzanov, A.V. Modeling of the indicator diagram of an axial-plunger hydraulic machine / A.V. Puzanov, E.A. Ershov // Bulletin of the Bryansk State Technical University. 2017, No. 3 (56). -pp. 29-35.

9. Puzanov, A.V. Elements of the concept of a digital twin of a hydraulic drive / A.V. Puzanov // Mathematical Modeling: Abstracts of the II International Conference, Moscow, July 21–22, 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 72-73.

10. Puzanov, A.V. Transdisciplinary models of hydraulic drives of mobile machinery / A.V. Puzanov // System Analysis and Applied Informatics - 2018, No. 4 – pp. 51-55.
11. Rednikov, S. N. Diagnostics of hydraulic systems / S. N. Rednikov, K. V. Naigert // Achievements of science - agro-industrial production: materials of the LV international scientific and technical conference. Sections 12-16: The use of electrical energy in agriculture. Physics, chemistry and nanotechnology. Mechanics and mathematical methods. Life safety and technical operation of vehicles. Heat and water supply for agriculture, Chelyabinsk, January 27–29, 2016 / South Ural State Agrarian University. - Chelyabinsk: South Ural State Agrarian University, 2016. - P. 294-299.18. Горячева, И. Г. Моделирование изнашивания деформируемых тел на разных масштабных уровнях / И. Г. Горячева // Физическая мезомеханика. – 2007. – Т. 10. – № 5. – С. 31-39.
13. Chilikin, A. A. Comparative analysis of modern methods for diagnosing the state of hydraulic systems / A. A. Chilikin, N. N. Trushin // Bulletin of the Tula State University. Technical science. - 2014. - No. 3. - P. 117-127.
14. GOST R ISO17359-2015 2016 Condition monitoring and diagnostics of machines. General guidance (Moscow: Standartinform) (in Russian)
15. GOST R ISO 13379-2009. 2010 Condition monitoring and diagnostics of machines. Guide to data interpretation and diagnostic methods. M.: Standartinform. 24 p.
16. GOST 30848-2003 (ISO 13380:2002) 2005 Diagnostics of machines by performance. General provisions. M.: Standartinform. 20 p.
17. GOST R ISO 13373-1-2009-2010 Condition monitoring and diagnostics of machines. Vibration control of the condition of machines. Part 1. General methods. M.: Standartinform. 36 p.

Исследования пределов форсирования по скорости элементов гидроприводов мобильной беспилотной техники

Пузанов А.В.¹, Даршт Я.А.¹

¹ КГТА им. В.А. Дегтярева, г. Ковров, Россия

В докладе представлены результаты исследований повышения скоростных характеристик гидроприводов мобильной беспилотной техники на основе комплексной трансдисциплинарной модели гидромашин. Модель позволяет определить оптимальные соотношения, обеспечивающие форсирование скоростных характеристик мобильной техники при сохранении требуемого уровня ресурса его компонентов.

Развитие современной техники происходит в направлении создания и развития систем на базе беспилотных мобильных аппаратов и комплексов. Отсутствие оператора (водителя, пилота, пассажиров) предопределяет минимизацию габаритов, а также ужесточение условий эксплуатации. Минимизация электронных компонентов, рост их производительности, совершенствование и усложнение алгоритмов управления основных и вспомогательных систем определяет повышение требований к приводам, в том числе гидравлическим.

Гидравлические машины являются основным компонентом гидрофицированных приводов. В идеальных условиях эксплуатации узлы и детали гидромашин работают без непосредственного контакта сопряженных деталей (взаимодействие происходит посредством рабочей жидкости), что обеспечивает их теоретически бесконечный ресурс. Однако, переходные режимы работы (старт, остановка, изменение режима), запуск на морозе, вибрации (внешние и внутренние), удары и прочие механические воздействия, загрязнения рабочей жидкости, гидроудары, а также иные климатические и гидравлические воздействия, приводят к однократным или периодическим контактам сопряженных деталей. В этом случае возникают трибомеханические процессы, провоцирующие износ рабочих поверхностей деталей и узлов и тем самым снижающие общий ресурс как узла, так и привода в целом.

В современных гидромашинах применяются материалы сопряженных деталей и узлов с минимальными значениями трения, расслаиваемостью, высокой стойкостью к ударным нагрузкам. Однако, эти материалы достигли предельных границ своих механических свойств по параметрам относительной скорости и удельной контактной. Таким образом, они уже не соответствуют современным условиям эксплуатации. Поэтому современными исследователями проводится ряд работ по совершенствованию схемных и конструктивных решений, применению новых материалов и т.п. [1,2].

Повышение быстродействия реализуется за счет форсирования гидромашин по скоростным параметрам. Повышение относительной скорости приводит к повышению температуры в зоне сопряженных поверхностей [3]. Это приводит к снижению вязкости рабочей жидкости и, соответственно, несущей способности жидкостной пленки [4,5]. В результате происходит механический контакт [6] с выделением тепла и таким образом к лавинообразному росту температуры, износу, локальному изменению механических свойств деталей, задирам и резкому снижению ресурса [7].

Решение этой проблемы исследователи видят в нескольких направлениях:

- совершенствование материалов: повышение триботехнических свойств сопряженных поверхностей (новые материалы, напыление, би-триметаллизация и т.д.);

- совершенствование рабочих жидкостей: улучшение свойств рабочих жидкостей в направлении расширения диапазона рабочих температур с высокой несущей способностью пленки;

- конструктивные методы: повышение жесткости сопряженных поверхностей – исключение локальных пиков и прогибов, продавливающих пленку, формирование гидродинамического клина – повышение поперечной силы со стороны рабочей жидкости при увеличении относительной скорости сопряженных поверхностей и т.п.;

- схемные и организационные методы: повышение несущей способности пленки увеличением ее толщины за счет расхода рабочей жидкости (при этом неизбежно снижается гидравлический КПД) и т.п.

Предлагаемая модель позволяет исследовать влияние всех рассмотренных выше типов и методов форсирования, связывая эксплуатационные характеристики скорости, мощности, ресурса и т.п. с конструктивными и нагрузочными параметрами.

Таким образом формируются соответствия конструктивных и нагрузочных параметров, обеспечивающих повышение скоростных характеристик узлов приводной техники и комплексов на их основе.

Литература

1. Пузанов, А. В. Элементы концепции цифрового двойника гидропривода / А.В. Пузанов // Математическое моделирование : Тезисы II Международной конференции, Москва, 21–22 июля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 72-73.

2. Пузанов, А. В. Модельные исследования теплового режима блока управления приводами мобильной техники / А. В. Пузанов // Автоматизация в промышленности. – 2021. – № 6. – С. 17-19. – DOI 10.25728/avtprom.2021.06.03.

3. Пузанов, А.В. Передовые технологии разработки и производства приводов и систем управления [Текст]: монография / А.В. Пузанов. – Ковров: ФГБОУ ВО «КГТА им. В.А. Дегтярева», 2020. –88 с.

4. Пузанов, А.В. Моделирование работоспособности насосного оборудования в арктических условиях эксплуатации / А.В. Пузанов, О.О. Сукоркина, Е.А. Ершов // Автоматизация. Современные технологии. 2020, т.74, №3 – С. 108-111.

5. Пузанов, А.В. Transdisciplinary models of hydraulic drives of mobile machinery / А.В. Пузанов // Системный анализ и прикладная информатика – 2018, №4 – С 51-55.

6. Пузанов, А.В. Моделирование индикаторной диаграммы аксиально-плунжерной гидромашин / А.В. Пузанов, Е.А. Ершов // Вестник Брянского государственного технического университета. 2017, № 3 (56). –С. 29-35.

7. Пузанов, А. В. Моделирование рабочих процессов гидромашин силовых приводов беспилотной техники / А. В. Пузанов, Я. А. Даршт // Математическое моделирование : Тезисы II Международной конференции, Москва, 21–22 июля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 112-114.

Research on the limits of rapid forcing of elements of hydraulic drives of mobile unmanned vehicles

Puzanov A.V.¹, Darst Y.A.¹

¹ KSTA named after V.A. Degtyarev, Kovrov, Russia

The report presents the results of research on improving the speed characteristics of hydraulic drives of mobile unmanned vehicles based on a complex transdisciplinary model of hydraulic machines. The model allows you to determine the optimal ratios that provide forcing the speed characteristics of mobile equipment while maintaining the required level of resource of its components.

The development of modern technology takes place in the direction of the creation and development of systems based on unmanned mobile vehicles and complexes. The absence of an operator (driver, pilot, passengers) predetermines the minimization of dimensions, as well as the tightening of operating conditions. The minimization of electronic components, the growth of their performance, the improvement and complication of control algorithms for the main and auxiliary systems determines the increase in requirements for drives, including hydraulic ones.

Hydraulic machines are the main component of hydraulic drives. Under ideal operating conditions, components and parts of hydraulic machines operate without direct contact of mating parts (the interaction occurs through the working fluid), which provides them with a theoretically infinite resource. However, transient modes of operation (start, stop, mode change), starting in cold weather, vibrations (external and internal), shocks and other mechanical influences, contamination of the working fluid, hydraulic shocks, as well as other climatic and hydraulic influences, lead to one-time or periodic contacts of mating parts. In this case, tribomechanical processes arise that provoke wear of the working surfaces of parts and assemblies and thereby reduce the overall resource of both the assembly and the drive as a whole.

In modern hydraulic machines, materials of mating parts and assemblies with minimal friction values, delamination, and high resistance to shock loads are used. However, these materials have reached the limits of their mechanical properties in terms of relative velocity and specific contact. Thus, they no longer correspond to modern operating conditions. Therefore, modern researchers are carrying out a number of works to improve circuit and design solutions, the use of new materials, etc. [1,2].

The increase in speed is realized by forcing hydraulic machines in terms of speed parameters. An increase in relative velocity leads to an increase in temperature in the zone of mating surfaces [3]. This leads to a decrease in the viscosity of the working fluid and, accordingly, the carrying capacity of the liquid film [4, 5]. As a result, mechanical contact occurs [6] with the release of heat and thus to an avalanche-like increase in temperature, wear, local changes in the mechanical properties of parts, scuffing and a sharp decrease in resource [7].

Researchers see a solution to this problem in several directions:

1. improvement of materials: improvement of the tribological properties of mating surfaces (new materials, sputtering, bi-trimetallization, etc.);
2. improvement of working fluids: improving the properties of working fluids in the direction of expanding the operating temperature range with high film bearing capacity;
3. constructive methods: increasing the rigidity of the mating surfaces - eliminating local peaks and deflections that push through the film, the formation of a hydrodynamic

wedge - increasing the transverse force from the working fluid with an increase in the relative velocity of the mating surfaces, etc.;

4. circuit and organizational methods: increasing the carrying capacity of the film by increasing its thickness due to the consumption of the working fluid (in this case, the hydraulic efficiency inevitably decreases), etc.

The proposed model allows us to study the influence of all the types and methods of forcing considered above, linking the operational characteristics of speed, power, resource, etc. with structural and load parameters.

Thus, correspondences of design and load parameters are formed, which provide an increase in the speed characteristics of the units of drive technology and complexes based on them.

References

1. Puzanov, A.V. Elements of the concept of a digital twin of a hydraulic drive / A.V. Puzanov // *Mathematical Modeling: Abstracts of the II International Conference, Moscow, July 21–22, 2021.* - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 72-73.

2. Puzanov, A. V. Model studies of the thermal regime of the drive control unit of mobile equipment / A. V. Puzanov // *Automation in industry.* - 2021. - No. 6. - pp. 17-19. – DOI 10.25728/avtprom.2021.06.03.

3. Puzanov, A.V. Advanced technologies for the development and production of drives and control systems [Text]: monograph / A.V. Puzanov. - Kovrov: FGBOU VO "KGTA im. V.A. Degtyarev", 2020. -88 p.

4. Puzanov, A.V. Simulation of pumping equipment performance in arctic operating conditions / A.V. Puzanov, O.O. Sukorkina, E.A. Ershov // *Automation. Modern technologies.* 2020, vol. 74, no. 3 - pp. 108-111.

5. Puzanov, A.V. Transdisciplinary models of hydraulic drives of mobile machinery / A.V. Puzanov // *System Analysis and Applied Informatics* - 2018, No. 4 – pp. 51-55.

6. Puzanov, A.V. Modeling of the indicator diagram of an axial-plunger hydraulic machine / A.V. Puzanov, E.A. Ershov // *Bulletin of the Bryansk State Technical University.* 2017, No. 3 (56). -pp. 29-35.

7. Puzanov, A. V. Modeling of working processes of hydraulic machines of power drives of unmanned vehicles / A. V. Puzanov, Ya. A. Darshat // *Mathematical modeling: Abstracts of the II International Conference, Moscow, July 21–22, 2021.* - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 112-114.

Улучшение акустических параметров гидроприводов

Пузанов А.В.¹

¹ КГТА им. В.А. Дегтярева, г. Ковров, Россия

В докладе представлены результаты исследований по снижению акустических параметров элементов гидроприводов мобильной беспилотной техники.

Функционирование гидромашин объемного типа (на поршневом принципе вытеснения) и других агрегатов и элементов гидросистем сопровождается вибрациями (в том числе акустическим шумом), частота и амплитуда которых определяется качеством их конструктивного исполнения, изготовления и сборки. Данное обстоятельство особенно актуально для высокоскоростных гидромашин, к характерным проблемам которых относятся пульсация потока и как следствие шум. Это снижает эксплуатационные характеристики, в частности объемный КПД и ресурс (как следствие развития усталостного износа). Шумы в гидроприводе обычно являются следствием природы их образования – гидродинамической или механической (источникам шума из текучей среды (FBNS) и источникам структурного шума (SBNS)) [1-3]. В настоящее время методы уменьшения пульсации можно разделить на две категории: оптимизация существующей конструкции и установка шумоподавления.

К основным гидродинамическим шумам относятся [4]:

- шумы, возникающие из-за образования вихрей потока на границах твердых тел, в том числе шумы срыва потока на границах гидравлических сопротивлений;
- шумы отрывных течений при отрыве потока с образованием вихревых зон (замкнутых или разомкнутых), в том числе кавитационные шумы;
- шумы от автоколебаний упругих конструкций, как следствие автоколебаний гидромеханической системы.

Профилирование границ перехода зон высокого и низкого давлений в распределителе обеспечивает снижение пульсаций [5]. Стоит отметить демпирующие свойства самой жидкости.

Нами были проведены модельные исследования гидромеханического процесса распределителя аксиально-поршневой гидромашины [6,7]. Результаты моделирования показали, что предложенные модели могут снизить пульсацию потока и ограничить забросы давления. Полученные результаты позволили сделать ряд заключений [8,9]:

- основной расход утечек – через поршень;
- обеспечение увеличения расхода утечек, повышение отжимающих усилий снижает до 80% вероятность механического контакта, особенно на переходных режимах работы гидропривода;
- сглаживание индикаторной диаграммы снижает пульсацию давления и как следствие – динамику сил воздействия на механическую систему.

Кроме отмеченных причин возникновения вибраций существуют много вариантов их возникновения, связанных с переходными режимами работы, а также работой гидромашины вне рабочего диапазона (при низких или излишне высоких температурах, провоцирующих разрыв сплошности потока, масляное голодание и металлический контакт). Также вибрации вызывает или способствует их развитие режимы работы агрегатов и внешняя среда.

Таким образом, разработанные модели позволяют получить значения показателей вибрации в зависимости от конструктивных, технологических и эксплуатационных параметров и провести оптимизационные процедуры по их минимизации.

Литература

1. Чиликин, А. А., Трушин, Н. Н. Сравнительный анализ современных методов диагностики состояния гидравлических систем. Известия Тульского государственного университета. Технические науки, 2014. №3, С. 117-127.
2. Крук А.Р., Егоров А.Л., Костырченко В.А., Мадьяров Т.М. Обзор методов контроля состояния элементов гидропривода // Фундаментальные исследования. – 2016. – № 2-2. – С. 267-270.
3. M I Kiselev et al 2018 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. **312** 012012
4. Чмиль, В. П. Гидропневмопривод: монография / В. П Чмиль; СПбГАСУ. – СПб., 2010. – 176 с.
5. Пузанов, А. В. Моделирование рабочих процессов гидромашин силовых приводов беспилотной техники / А. В. Пузанов, Я. А. Даршт // Математическое моделирование : Тезисы II Международной конференции, Москва, 21–22 июля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 112-114.
6. Пузанов, А. В. Моделирование работоспособности насосного оборудования в арктических условиях эксплуатации / А. В. Пузанов, О. О. Сукоркина, Е. А. Ершов // Автоматизация. Современные технологии. – 2020. – Т. 74. – № 3. – С. 108-111. – DOI 10.36652/0869-4931-2020-74-3-108-111.
7. Пузанов, А. В. Анализ вибрации аксиально-плунжерных гидромашин / А. В. Пузанов // Вооружение. Технология. Безопасность. Управление : Материалы VIII Всероссийской научно-технической конференции, Ковров, 14–16 ноября 2017 года. – Ковров: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение

высшего образования «Ковровская государственная технологическая академия имени В.А. Дегтярева», 2018. – С. 319-326.

8. Пузанов, А. В. Расчет взаимодействия рабочей жидкости с деформированными стенками пар трения ходовых частей объемных гидромашин / А. В. Пузанов // Справочник. Инженерный журнал с приложением. – 2016. – № 6(231). – С. 21-25.

9. Пузанов, А. В. Гидромеханический анализ ходовой части аксиально-поршневой гидромашин / А. В. Пузанов // Вестник Брянского государственного технического университета. – 2016. – № 4(52). – С. 161-169.

Improvement of acoustic parameters of hydraulic drives

Puzanov A.V.¹

¹ KSTA named after V.A. Degtyarev, Kovrov, Russia

The report presents the results of research on reducing the acoustic parameters of hydraulic drive elements of mobile unmanned vehicles.

The operation of positive displacement hydraulic machines (on the piston displacement principle) and other units and elements of hydraulic systems is accompanied by vibrations (including acoustic noise), the frequency and amplitude of which is determined by the quality of their design, manufacture and assembly. This circumstance is especially relevant for high-speed hydraulic machines, whose characteristic problems include flow pulsation and, as a result, noise. This reduces the performance, in particular the volumetric efficiency and life (as a consequence of the development of fatigue wear). Noises in a hydraulic drive are usually a consequence of the nature of their formation - hydrodynamic or mechanical (fluid noise sources (FBNS) and structural noise sources (SBNS)) [1-3]. At present, methods for reducing ripple can be divided into two categories: optimization of an existing design and installation of noise reduction.

The main hydrodynamic noises include [4]:

- noise arising from the formation of flow vortices at the boundaries of solids, including the noise of flow separation at the boundaries of hydraulic resistances;

- noise of separated flows during flow separation with the formation of vortex zones (closed or open), including cavitation noise;

- noise from self-oscillations of elastic structures, as a result of self-oscillations of the hydromechanical system.

Profiling the boundaries of the transition zones of high and low pressures in the distributor provides a reduction in pulsations [5].

It is worth noting the damping properties of the liquid itself.

We have carried out model studies of the hydromechanical process of the distributor of an axial piston hydraulic machine [6, 7]. The simulation results showed that the proposed models can reduce flow pulsation and limit pressure peaks. The results obtained allowed us to draw a number of conclusions [8-9]:

- the main flow rate of leaks is through the piston;

- ensuring an increase in the flow rate of leaks, an increase in pressing forces reduces the likelihood of mechanical contact by up to 80%, especially in transient modes of operation of the hydraulic drive;

- smoothing of the indicator diagram reduces the pressure pulsation and, as a result, the dynamics of the forces acting on the mechanical system.

In addition to the noted reasons for the occurrence of vibrations, there are many options for their occurrence associated with transient operating modes, as well as the operation of a hydraulic machine outside the operating range (at low or excessively high temperatures, provoking a break in the continuity of the flow, oil starvation and metal contact). Also, vibrations are caused or promoted by their development, the operating modes of the units and the external environment.

Thus, the developed models make it possible to obtain the values of vibration indicators depending on the design, technological and operational parameters and to carry out optimization procedures to minimize them.

References

1. Chilikin, A. A., Trushin, N. N. Comparative analysis of modern methods for diagnosing the state of hydraulic systems. News of the Tula State University. Technical sciences, 2014. No. 3, pp. 117-127.
2. Kruk A.R., Egorov A.L., Kostyrchenko V.A., Madyarov T.M. Review of methods for monitoring the state of hydraulic drive elements // Fundamental research. - 2016. - No. 2-2. - pp. 267-270.
3. M I Kiselev et al 2018 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. **312** 012012
4. Chmil, V.P. Hydropneumatic actuator: monograph / V.P. Chmil; SPbGASU. - St. Petersburg, 2010. - 176 p.
5. Puzanov, A. V. Modeling of working processes of hydraulic machines of power drives of unmanned vehicles / A. V. Puzanov, Ya. A. Darsht // Mathematical modeling: Abstracts of the II International Conference, Moscow, July 21–22, 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 112-114.
6. Puzanov, A. V., Sukorkina, O. O., and Ershov, E. A. Modeling of pumping equipment performance in arctic operating conditions // Automation. Modern technologies. - 2020. - T. 74. - No. 3. - S. 108-111. – DOI 10.36652/0869-4931-2020-74-3-108-111.
7. Puzanov, A. V. Vibration analysis of axial-plunger hydraulic machines / A. V. Puzanov // Armament. Technology. Safety. Management: Proceedings of the VIII All-Russian Scientific and Technical Conference, Kovrov, November 14–16, 2017. – Kovrov: Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education “Kovrov State Technological Academy named after V.A. Degtyarev”, 2018. - S. 319-326.
8. Puzanov, A. V. Calculation of the interaction of the working fluid with deformed walls of friction pairs of the running parts of volumetric hydraulic machines / A. V. Puzanov // Handbook. Engineering magazine with application. - 2016. - No. 6 (231). - pp. 21-25.
9. Puzanov, A. V. Hydromechanical analysis of the chassis of an axial piston hydraulic machine / A. V. Puzanov // Bulletin of the Bryansk State Technical University. - 2016. - No. 4 (52). - S. 161-169.

Гибридный привод мобильной техники на основе изолированной гидросистемы

Пузанов А.В.¹

¹ КГТА им. В.А. Дегтярева, г. Ковров, Россия

В работе представлены результаты исследований гибридной приводной техники в направлении их миниатюризации за счет комбинирования в едином узле механических, гидравлических и электрических систем.

Развитие современной техники происходит в направлении создания и развития систем на базе беспилотных мобильных аппаратов и комплексов. Отсутствие оператора (водителя, пилота, пассажиров) предопределяет минимизацию габаритов, а также ужесточение условий эксплуатации. Минимизация электронных компонентов, рост их производительности, совершенствование и усложнение алгоритмов управления основных и вспомогательных систем определяет повышение требований к приводам, в том числе гидравлическим.

Повышение скоростных характеристик мобильной техники невозможно без роста быстродействия приводов движения и управления. Повышение скоростей реализуется в том числе за счет снижения массогабаритных (инерционных) показателей. Тенденция к миниатюризации – актуальное направление развития систем управления, их бесступенчатого регулирования.

В докладе рассмотрены варианты концепции схемной и конструктивной реализации гибридных (электрогидро – и гидроприводов) замкнутого типа.

Представлены элементы компьютерных моделей, применяемых для исследований пределов скоростного форсирования элементов гидроприводов.

Миниатюрные летательные аппараты, наземная беспилотная техника, гибридные приводы робототехники – актуальные направления развития техники с использованием гидравлической энергии из-за ее высокой удельной мощности, устойчивости к ударам, высокой жесткости и управлением с широким и бесступенчатым диапазоном регулирования скоростей [1].

В миниатюрной мобильной технике в качестве приводов основного и вспомогательного назначения находят все большее применение комбинированные гибридные приводы (электрогидроприводы), поскольку при этой схемной реализации оптимально разделяется генерация энергии, система управления и силовой привод. [2, 3].

Гидравлическая часть гибридного привода состоит из приводного двигателя, гидропередачи, устройств управления и вспомогательных устройств. В гидроприводах используются два основных типа: объемный или гидродинамический. Объемный гидропривод более компактен и реализует наибольшие силовые воздействия. Гидродинамический – использует кинетическую энергию потока жидкости, таким образом наиболее адаптирован к высокоскоростным трансформациям. Гидропривод с замкнутой циркуляцией рабочей жидкости компактен, имеет небольшую массу и допускает большую частоту вращения ротора насоса без опасности возникновения кавитации, поскольку в такой системе во всасывающей линии давление всегда превышает атмосферное. [4]. Гидрофицированная трансмиссия с замкнутой схемой циркуляции – это гидропривод, в котором рабочая жидкость от гидродвигателя возвращается во всасывающую гидрولينию насоса. Ее конструктивная реализация представляет собой блочно-модульную конструкцию, объединяющей в едином корпусе приводной двигатель, генератор гидравлической энергии, гидромотор и систему управления. В качестве генератора гидравлической энергии могут использоваться аккумуляторы или пиропроводы. В этом случае из компоновки исключается приводной двигатель, но необходимо включения редуктора давления.

Гидравлические машины являются основным компонентом гидрофицированных приводов. В идеальных условиях эксплуатации узлы и детали гидромашин работают без непосредственного контакта сопряженных деталей (взаимодействие происходит посредством рабочей жидкости), что обеспечивает их бесконечный ресурс. Однако, переходные режимы работы (старт, остановка), запуск на морозе, вибрации (внешние и внутренние), удары и прочие механические воздействия, загрязнения рабочей жидкости, гидроудары, а также иные климатические и гидравлические воздействия, приводят к однократным или периодическим контактам сопряженных деталей. В этом случае возникают трибомеханические процессы, провоцирующие износ рабочих поверхностей деталей и узлов и тем самым снижающие общий ресурс как узла, так и привода в целом.

Единое конструктивное исполнение позволяет получить широкий диапазон скоростей и усилий на выходном звене (валу гидромотора или штоке гидроцилиндра) при функционировании приводного двигателя в зоне максимальной эффективности и экономичности [5].

К недостаткам гидрофицированной трансмиссии замкнутых приводов относятся ограниченный диапазон рабочих температур окружающей среды (определяемый свойствами используемой рабочей жидкости), а также необходимость установки теплообменников или радиаторов из-за компактных размеров самой конструкции (малой площадью внешней поверхности для теплообмена) [6].

Литература

1. Гидравлика будущего [Электронный ресурс]. URL: <https://www.hydro-test.ru/statyi/gidravlika-budushhego-hi-tech-texnologii-svyazyvayushhie-nastoyashhee-s-zavtrashnim-dnem/>
2. Орлов, И. А., Алисейчик, А. П., Павловский, В. Е., Платонов, А. К. Замковой, В. С., Подоприсветов, А. В. Экзоскелет нижних конечностей с гибридным электропневматическим приводом. Модели и управление / И. А. Орлов и др. // Робототехника и техническая кибернетика. – 2015. – N3(8). – С.16-21.
3. Оразов А. Т. Аналитический обзор принципиальных и компоновочных схем современных экзоскелетов / А. Т. Оразов // Молодежный Вестник УГАТУ. – Уфа. – 2013. №3 (8). – С. 84 – 92.
4. Чебунин А.Ф. Гидропривод транспортных и технологических машин: учеб. пособие /А.Ф. Чебунин. – 2-е изд., испр. – Чита: ЗабГУ, 2012. - 135 с.
5. Пузанов, А. В. Мультидисциплинарный анализ систем управления мобильной техники / А. В. Пузанов // Автоматизация. Современные технологии. – 2016. – № 10. – С. 13-17.
6. Пузанов, А. В. Использование Autodesk Simulation Multiphysics для исследования полей температур, напряжений и деформаций в конструкции шестеренного насоса / А. В. Пузанов // Системный анализ и прикладная информатика. – 2016. – № 2. – С. 31-36.

Closed power hydraulic drives of mobile equipment

Puzanov A.V.¹

¹ KSTA named after V.A. Degtyarev, Kovrov, Russia

The development of modern technology is taking place in the direction of creating and developing systems based on unmanned mobile vehicles and complexes. The absence of an operator (driver, pilot, passengers) predetermines the minimization of dimensions, as well as the tightening of operating conditions. Minimizing electronic components, increasing their productivity, improving and complicating the control algorithms of main and auxiliary systems determines an increase in the requirements for drives, including hydraulic ones.

Increasing the speed characteristics of mobile equipment is impossible without increasing the speed of driving and control drives. The increase in speeds is realized, among other things, due to a decrease in weight and size (inertia) indicators. The trend towards miniaturization is the current direction of development of control systems, their stepless regulation.

The report considers variants of the concept of schematic and constructive implementation of closed-type hybrid (electrohydro- and hydraulic drives). The elements of computer models used to study the limits of high-speed forcing of hydraulic drive elements are presented.

Miniature aircraft, ground unmanned vehicles, hybrid drives of robotics are the current directions in the development of technology using hydraulic energy due to its high power density, shock resistance, high rigidity and control with a wide and stepless speed control range [1].

In miniature mobile technology, combined hybrid drives (electrohydraulic drives) are increasingly used as main and auxiliary drives, since with this circuit implementation, energy generation, the control system and the power drive are optimally separated. [2, 3].

The hydraulic drive consists of a drive motor, hydraulic transmission, control devices and auxiliary devices. Two main types are used in hydraulic drives: volumetric or hydrodynamic. The volumetric hydraulic drive is more compact and implements the greatest force effects. Hydrodynamic - uses the kinetic energy of the fluid flow, thus most adapted to high-speed transformations. The hydraulic drive with closed circulation of the working fluid is compact, has a small mass and allows a high speed of the pump rotor without the risk of

cavitation, since in such a system the pressure in the suction line is always higher than atmospheric pressure. [4]. A closed circuit hydraulic transmission is a hydraulic drive in which the working fluid from the hydraulic motor is returned to the suction hydraulic line of the pump. Its constructive implementation is a block-modular design that combines a drive motor, a hydraulic power generator, a hydraulic motor and a control system in a single housing. Accumulators or pyrodrives can be used as a generator of hydraulic energy. In this case, the drive motor is excluded from the layout, but it is necessary to turn on the pressure reducer.

Hydraulic machines are the main component of hydraulic actuators. In ideal operating conditions, the units and parts of hydraulic machines operate without direct contact of the coupled parts (interaction occurs by means of working fluid), which ensures their endless life. However, transient modes of operation (start, stop), starting in the cold, vibrations (external and internal), impacts and other mechanical effects, contamination of the working fluid, hydraulic shocks, as well as other climatic and hydraulic effects, lead to single or periodic contacts of conjugated parts. In this case, tribomechanical processes arise that provoke wear on the working surfaces of parts and assemblies and thereby reduce the overall life of both the assembly and the drive as a whole.

A single design makes it possible to obtain a wide range of speeds and forces on the output link (hydraulic motor shaft or hydraulic cylinder rod) when the drive motor operates in the area of maximum efficiency and economy [5].

The disadvantages of a hydroficated transmission of closed drives include a limited range of ambient operating temperatures (determined by the properties of the working fluid used), as well as the need to install heat exchangers or radiators due to the compact size of the design itself (small external surface area for heat exchange) [6].

References

1. Hydraulics of the future [Electronic resource]. URL: <https://www.hydro-test.ru/statyi/gidravlika-budushhego-hi-tech-texnologii-svyazyvayushhie-nastoyashhee-s-zavtrashnim-dnem/>
2. Orlov, I.A., Aliseichik, A.P., Pavlovsky, V.E., Platonov, A.K. Models and control / I. A. Orlov et al. // Robotics and technical cybernetics. – 2015. – N3(8). – С.16-21.
3. Orazov A. T. Analytical review of the principal and layout schemes of modern exoskeletons / A. T. Orazov // Molodezhny Vestnik UGATU. - Ufa. - 2013. No. 3 (8). - S. 84 - 92.
4. Chebunin A.F. Hydraulic drive of transport and technological machines: textbook. allowance /A.F. Chebunin. - 2nd ed., Rev. - Chita: ZabGU, 2012. - 135 p.
5. Puzanov, A. V. Multidisciplinary analysis of control systems for mobile equipment / A. V. Puzanov // Automation. Modern technologies. - 2016. - No. 10. - P. 13-17.
6. Puzanov, A. V. Using Autodesk Simulation Multiphysics to study temperature, stress and strain fields in the design of a gear pump / A. V. Puzanov // System Analysis and Applied Informatics. - 2016. - No. 2. - P. 31-36.

Анализ применения различных типов двигательных установок на сверхзвуковом деловом самолете

Горбунов А.А.¹, Скларова А.П.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены результаты расчетного исследования возможных вариантов двигательных установок для сверхзвукового делового самолета (СДС). Сравнивались следующие варианты: турбореактивный двигатель (ТРД), двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД) и трехконтурный турбореактивный двигатель (ТРДТ) с регулируемым перепуском воздуха в третий контур [1,2]. Каждая из этих схем двигателей имеет свои преимущества и недостатки.

- ТРД имеет наилучшие тяговые и весовые показатели, однако он не удовлетворяет требованиям по шуму при взлете. Это заставит осуществлять взлет на дроссельных режимах, т.е. необходимо переразмеривать двигатель и лишиться его своих преимуществ по весу. Кроме того, он обладает худшими, по сравнению с ТРДД, экономическими показателями на дозвуковых участках полета.

- ТРДД с небольшой степенью двухконтурности может считаться компромиссным решением по экономичности при известном соотношении дозвуковых и сверхзвуковых участков полета. Однако небольшая степень двухконтурности также делает задачу выполнения требований по шуму при взлете трудно выполнимой.

- ТРДТ с регулируемым перепуском воздуха в третий контур является двигателем с изменяемой степенью двухконтурности [1,2], поэтому он может оказаться наилучшим решением для сверхзвукового пассажирского самолета.

Сравнение вариантов двигателей осуществлялось в системе самолета. Принимались данные проекта самолета Ту-444. Моделирование работы двигателей осуществлялось в программном комплексе TermoGTE [2]. Моделирование возможных программ полета СДС осуществлялось в программном комплексе СД [3].

Проведенное исследование показало, что выбор двигателя для СДС крайне жестко связан с характеристиками и программой полета самолета.

Литература

1. Агульник А.Б., Кравченко И.В., Горбунов А.А., Новоселова А.А., Склярова А.П. Анализ влияния параметров отбора воздуха в третий контур на характеристики двигателя. Журнал «Авиационная техника» (Изв. высш. учеб. заведений), 2018г., №3, с.51-55.

2. 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 третьим контуром // Насосы. Турбины Системы. 2016. №2, с.40-48.

3. Луковников А.В. Технология формирования оптимального предварительного облика силовых установок летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА серия «Эксплуатация воздушного транспорта». 2008. №134, с.16-24.

Analysis of the application of various types of propulsion systems on supersonic

Gorbunov A. A.¹, Sklyarova A. P.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report presents the results of a calculated study of possible options for propulsion systems for a supersonic business aircraft (SBA). The following options were compared: turbojet engine, turbofan engine and three-circuit turbojet engine with adjustable air flow to the third circuit. [1,2] Each of these engine schemes has its advantages and disadvantages.

- Turbojet engine has the best traction and weighting performance, but it does not meet the noise requirements during take-off. This will force takeoff in throttle modes, so it is necessary to resize the engine and deprive it of its advantages in weight. In addition, it has worse economic performance compared to TRDD in subsonic flight sections.

- Turbofan engine with a small degree of bypass can be considered a compromise solution for economy with a known ratio of subsonic and supersonic flight sections. However, a small degree of bypass also makes the task of meeting take-off noise requirements difficult.

- The TRDT with adjustable air flow to the third circuit is a variable bypass engine [1,2], so it may be the best solution for a supersonic passenger aircraft.

Comparison of engine options was carried out in the aircraft system. Data from the Tu-444 aircraft project were received. Modeling of engines was carried out in the TermoGTE software package [2]. Modeling of possible SBA flight programs was carried out in the aircraft-engine software package [3].

The study showed that the choice of engine for the SBA is extremely closely related to the characteristics and flight program of the aircraft.

References

1. Agulnik A.B., Kravchenko I.V., Gorbunov A.A., Novoselova A.A., Sklyarova A.P. Analysis of the influence of air intake parameters in the third circuit on the characteristics of the engine. The journal "Aviation Technology" (Izv. higher. studies. institutions), 2018, No. 3, pp.51-55.

2. Shmotin Yu.N., Kikot N.V., Cretinin G.V., Leshchenko I.A., Fedechkin K.S. Investigation of thermodynamic efficiency of a multi-mode aircraft power plant with an independently controlled third circuit // Pumps. Turbines of The System. 2016. No. 2, pp.40-48.

3. Lukovnikov A.V. Technology of formation of optimal preliminary appearance of power plants of aircraft // Scientific bulletin of MGTU GA series "Operation of air transport". 2008. No.134, pp.16-24.

Математическое моделирование процесса обледенения крыла демонстратора сверхзвукового пассажирского самолета для дозвуковых режимов полета

Кошелев К.Б.¹, Осипов А.В.¹, Стрижак С.В.^{1,2}

¹ИСП РАН, г. Москва, Россия,

²МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время ведется разработка экспериментального самолета демонстратора Lockheed Martin X-59 QueSST, предназначенного для оценки приемлемости сверхзвукового пассажирского транспорта [1]. Длина самолета 29 м, а хорда стреловидного крыла X-59 несколько превышает 10 м. В конструкции X-59 применяется новая форма крыла. Однако, в режиме взлета и посадки самолет находится в дозвуковом режиме и может быть подвержен процессу обледенения. Характерные скорости находятся в диапазоне 60-100 м/с.

Нарост льда на крыле самолета ухудшает его аэродинамические характеристики, что может привести к авиакатастрофе. Форма льда на аэродинамическом профиле существенно зависит от режима обледенения. В данной работе рассматривается процесс обледенения уменьшенной в 10 раз по линейным размерам модели крыла X-59 при условии, что натекающие на профиль капли воды имеют среднемедианный диаметр до 40 мкм.

В ИСП РАН разработан параллельный решатель iceFoam в рамках открытой библиотеки OpenFOAM v2012 для моделирования движения динамики жидких частиц и образования льда на поверхности исследуемого тела [2]. Данный решатель объединяет в себе модели газокапельного потока на основе эйлерово-лагранжева подхода, а также термодинамические модели нарастания льда, предполагающие наличие жидкой пленки, модель для динамической сетки, геометрический метод перестроения формы тела со льдом.

С использованием решателя iceFoam выполнены, в частности, расчеты для различных профилей и стреловидного крыла и проведено сравнение с данными эксперимента [3]. Модель основана на базе URANS и k-omega SST модели турбулентности. Получено хорошее согласование с результатами эксперимента, ошибка составила 5 %.

Разработанный расчетный проект для моделирования уменьшенной копии стреловидного крыла X-59 содержит более 1,6 миллиона ячеек. Модель стреловидного крыла сформирована из 3D модели C608, доступной в открытом доступе в интернете. Во входном сечении задаются скорость набегающего газокапельного потока и другие необходимые параметры, например, температура и влажность. Размеры расчетной области выбраны исходя из условия отсутствия влияния границ. В результате расчетов для углов атаки от 0° до 10° получены коэффициенты сопротивления и подъемной

силы, форма и масса наросшего льда. Вычисления выполнялись для случая рыхлого льда (“rime ice”).

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. https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_X-59_QueSST.
2. Кошелев К.Б., Мельникова В.Г., Стрижак С.В. Разработка решателя iceFoam для моделирования процесса обледенения. Труды Института системного программирования РАН. 2020;32(4):217-234. [https://doi.org/10.15514/ISPRAS-2020-32\(4\)-16](https://doi.org/10.15514/ISPRAS-2020-32(4)-16).
3. Papadakis M., Yeong H-W. et al. Experimental investigation of ice accretion effects on a swept wing. Technical report PB2005-110681, NASA, 2005, 205 p.

Mathematical modeling of the process of icing for the wing of a supersonic passenger aircraft demonstrator for subsonic flight modes

Koshelev K.B.¹, Osipov A.V.¹, Strijhak S.V.^{1,2}

¹ISP RAS, Moscow, Russia,

²MAI, Moscow, Russia

Currently, the development of an experimental aircraft demonstrator Lockheed Martin X-59 QueSST, designed to assess the acceptability of supersonic passenger transport [1]. The length of the aircraft is 29 m, and the swept wing chord of the X-59 is slightly more than 10 m. The design of the X-59 uses a new wing shape. However, during takeoff and landing, the aircraft is in subsonic mode and may be subject to icing. Characteristic speeds are in the range of 60-100 m/s.

Ice accretion on an aircraft wing impairs its aerodynamic performance, which can lead to a plane crash. The shape of ice on the airfoil depends significantly on the icing regime. In this paper, we consider the process of icing of the X-59 wing model reduced by a factor of 10 in linear dimensions, provided that water drops flowing onto the airfoil have an average median diameter of up to 40 μm .

A parallel iceFoam solver within the framework of the OpenFOAM v2012 open library to simulate the motion of fluid particle dynamics and ice formation on the surface of the body under study has been developed in ISP RAS [2]. This solver combines gas-droplet flow models based on the Euler-Lagrangian approach, as well as thermodynamic models of ice growth, assuming the presence of a liquid film, a dynamic mesh model, and a geometric method for rebuilding the shape of a body with ice. Using the iceFoam solver, in particular, calculations for various airfoils and a swept wing were performed and compared with experimental data [3]. The model is based on URANS and k-omega SST turbulence model. A good agreement with the experimental results was obtained, the error was 5%.

The developed computational design for modeling a reduced copy of the X-59 swept wing contains more than 1.6 million cells. The swept wing model is formed from a 3D model of C608, available in the public domain on the Internet. In the inlet section, the speed of the incoming gas-droplet flow and other necessary parameters, for example, temperature and water content, are set. The dimensions of the computational domain were chosen based on the condition of the absence of the influence of the boundaries on the flow characteristics. As a result of calculations for angles of attack from 0° to 10°, drag and lift coefficients, the shape and mass of overgrown ice were obtained. The calculations were performed for the case of loose ice (“rime ice”).

The publication is prepared in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center “Supersonic” for 2020-2050 funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement of April, 20, 2022 № 075-15-2022-309).

References

1. https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_X-59_QueSST.
2. Koshelev K.B., Melnikova V.G. Strijhak S.V. Development of iceFom solver for modeling ice accretion. Trudy ISP RAN/Proc. ISP RAS, vol. 32, issue 4, 2020. pp. 217–234 (in Russian).
3. Papadakis M., Yeong H-W. et al. Experimental investigation of ice accretion effects on a swept wing. Technical report PB2005-110681, NASA, 2005, 205 p.

К задаче выбора системы ПОС стреловидного крыла СПС демонстратора

Суханов Д.Б.¹, Серебряков Л. И.¹, Стрижак С.В.^{1,2}

¹МАИ, г. Москва, Россия,

²ИСП РАН, г. Москва, Россия

Обледенение самолета является причиной многочисленных неблагоприятных воздействий на аэродинамические характеристики. Проблема изучения обледенения до сих пор является актуальной из-за сложности самого явления. Во время полета самолета на сверхзвуковой скорости данной проблемы нет, но она присутствует при взлете и посадке самолета [1]. Во время этих режимов полета самолету необходима работа противообледенительной системы (ПОС). В качестве объекта исследования рассматривается ПОС демонстратора сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) Lockheed Martin X-59 QueSST.

При рассмотрении возможной ПОС для стреловидного крыла СПС демонстратора была выбрана электротепловая ПОС. Так как классическая воздушно-тепловая ПОС не может быть интегрирована в крыло из-за ограничений в распределении пространства, объем фиксированной передней кромки уже заполнен системой привода. Целевыми режимами работы для ПОС СПС демонстратора будут взлет до высоты 2 км и снижение с высоты полета 2 км.

Проведенные ранее исследования показали, что в рамках международного проекта HISAC получена в первом приближении величина мощности для СПС, потребляемой ПОС в 186 кВт [2]. Электрическая мощность для системы противообледенения всей передней кромки крыла требует примерно 45 кВт.

Предварительный состав ПОС для СПС X-59 включает в себя следующие части:

- нагревательные элементы секций (верхней и нижней поверхностей), в которые заделаны термодатчики-термисторы, которые служат для измерения фактической температуры защищаемой секции;

- продольные тепловые «ножи», включаемых одновременно с включением противообледенительной системы; сигнализатор-интенсиметр обледенения, который реагирует как на попадание самолета в зону начала обледенения, так и на заданную толщину льда на датчике.

В работе проведен первичный тепловой и электрический расчеты для ПОС стреловидного крыла СПС по инженерной методике [3]. Тепловой расчет выполнен учитывая значения скорости невозмущенного набегающего потока, высоту полета, угол атаки, распределение коэффициентов давления по поверхности и условий обледенения: диаметр капель, температура окружающей среды, зависимость давления насыщенных водяных паров от температуры и температура поверхности. Электрический расчет системы выполнен через определение электрического сопротивления нагревательного элемента, обеспечивающего необходимое тепловыделение на основании закона Ома.

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. 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. HISAC-T-6-26-1, «Publishable activity report», 07.21.2008. 121 p.

3. Скиданов С.Н. Электротепловые системы защиты летательных аппаратов от обледенения. Учебное пособие, МАИ, Москва. 1986. – 75 с.

On the problem of choosing an Anti-Icing System for a swept wing of supersonic demonstrator

Suhanov D.B.¹, Serebryakov L.I.¹, Strijhak S.V.^{1,2}

¹MAI, Moscow, Russia, ²ISP RAS, Moscow, Russia

Aircraft icing causes numerous adverse effects on aerodynamic performance. The problem of studying icing is still relevant because of the complexity of the phenomenon itself. While the aircraft is flying at supersonic speeds, this problem is not present, but it is present during takeoff and landing of the aircraft [1]. During these flight modes, the aircraft requires the operation of an Anti-Icing System (AIS). The AIS of the supersonic demonstrator Lockheed Martin X-59 QueSST is considered as an object of this study.

When considering a possible AIS for the swept wing of the supersonic demonstrator, an electrothermal AIS was chosen. Since the classic air-thermal AIS cannot be integrated into the wing due to limitations in space allocation, the volume of the fixed leading edge is already filled by the drive system. The target flight working modes for the AIS supersonic demonstrator will be takeoff to an altitude of 2 km and descent from an altitude of 2 km.

Previous studies have shown that in the framework of the HISAC project, the value of the power for the supersonic demonstrator consumed by the AIS was obtained in the first approximation at 186 kW [1]. The electrical power for the AIS of the entire leading edge of the wing requires approximately 45 kW.

The preliminary composition of the AIS for the X-59 demonstrator includes the following parts:

- heating elements of sections (upper and lower surfaces), in which thermal sensors-thermistors are embedded, which serve to measure the actual temperature of the protected section;

- longitudinal thermal "knives" switched on simultaneously with the activation of the AIS; icing intensity alarm device, which reacts both to the aircraft entering the zone of the beginning of icing, and to the specified ice thickness on the sensor.

In the work, primary thermal and electrical calculations for the AIS of the swept wing of the X-59 demonstrator were carried out according to the engineering methodology [2]. The thermal calculation was performed taking into account the values of the velocity of the undisturbed incoming flow, flight altitude, angle of attack, distribution of pressure coefficients over the surface and the icing conditions: diameter of droplets, estimated ambient temperature, dependence of the saturated water vapor pressure on the temperature and temperature of the surface. The electrical calculation of the system is made through the determination of the electrical resistance of the heating element, which provides the necessary heat release on the basis of Ohm's law.

The publication is prepared in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center “Supersonic” for 2020-2050 funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement of April, 20, 2022 № 075-15-2022-309).

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. HISAC-T-6-26-1, «Publishable activity report», 07.21.2008. 121 p.

3. Skidanov S.N. Electrothermal systems for the protection of aircraft from icing. Textbook, MAI, Moscow. 1986. - 75 p.

Моделирование и исследование работы цифрового двойника топливной системы перспективного легкого вертолета

Талалаева П.И.¹, Зинина А.И.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Моделирование и управление различными системами летательных аппаратов является большой и постоянно растущей областью исследований. Российскими и зарубежными компаниями разработан ряд программных комплексов для создания различных систем летательных аппаратов [1,2]. В процессе совершенствования авиационных комплексов летательных аппаратов все чаще затрагивается проблема создания математической модели для облегчения проведения многих расчетов, сокращении времени и стоимости работ [3,4].

Топливная система вертолета является достаточно сложной структурой и имеет большое количество составляющих частей, поэтому следует предотвращать возможные аварийные ситуации и проблемы при работе [5].

Цифровой двойник топливной системы вертолета – комплексная модель, включающая в себя взаимодействие топлива и агрегатов системы, окружающей среды, элементов конструкции вертолета, режимов работы двигателей и системы электроснабжения [6]. Математическая модель использует в качестве входных данных массив исходных параметров и при расчете предоставляет необходимую дополнительную информацию по работе агрегатов и состоянию топливной системы.

Моделируемая система должна быть рабочей на всех полетных режимах. В случае аварийных ситуаций системе необходимо корректно отображать неполадки и, если произошел отказ в части оборудования, то система должна скорректировать выходные данные и исключить полное отключение двигательной установки.

Алгоритм создания динамической модели представляет собой последовательность действий:

1. Реализовать каждую подсистему топливной системы вертолета;
2. Создать алгоритм управления агрегатами топливной системы;
3. Подключить профиль полета вертолета;
4. Создать структуры отображения и работы вертолета.

В данной работе представлен алгоритм и его анализ, основанный на одномерном моделировании каждой подсистемы топливной системы вертолета. Профиль полета задается по требуемым параметрам для исследования и учитывает изменение различных параметров по высоте. Модель создана таким образом, чтобы характеристика полета модели была аналогична реальному полету. Алгоритмы управления агрегатами топливной системы и двигателями основаны на обработке массивов поступающих данных, в том числе работа насосов и двигателей основана на представленных расходных характеристиках [7, 8].

Создание математической модели перспективного легкого вертолета – это программный каркас, который при дальнейшем использовании и развитии может значительно снизить сроки и себестоимость выпуска новых изделий, а, следовательно, увеличить прибыль предприятия.

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. 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.

3. Yury I. Dimitrienko, Mikhail N. Koryakov, and Andrey A. Zakharov, "Computational Simulation of Conjugated Problem of External Aerodynamics and Internal Heat and Mass Transfer in High-Speed Aircraft Composite Construct," International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, Vol. 6, No. 1, pp. 58-64, January 2017 DOI: 10.18178/ijmerr.6.1.58-64

4. Моделирование на пилотажном стенде заправки топливом в полете с учетом турбулентности атмосферы и турбулентного вихревого следа за самолетом заправщиком // Труды МФТИ. – 2013. – Т.5, №2. – С. 46-58.

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

6. 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.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665697 Российская Федерация. Сервис синтеза и анализа программ заправки и выработки топлива : № 2021664887 : заявл. 22.09.2021 : опубл. 30.09.2021 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт ». – EDN NVSSAV.

8. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665785 Российская Федерация. Клиент сервиса синтеза и анализа программ заправки и выработки топлива : № 2021664794 : заявл. 22.09.2021 : опубл. 01.10.2021 / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт ». – EDN RAYEEZ.

Modeling and investigation of the operation of the digital twin of the fuel system of a promising light helicopter

Talalaeva P.I.¹, Zinina A.I.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Modeling and control of various aircraft systems is a large and ever-growing field of research. Russian and foreign companies have developed a number of software complexes for the creation of various aircraft systems [1,2]. In the process of improving aircraft complexes, the problem of creating a mathematical model to facilitate many calculations, reducing the time and cost of work is increasingly being addressed [3,4].

The helicopter's fuel system is a rather complex structure and has a large number of components, so it is necessary to prevent possible emergencies and problems during operation [5].

The digital twin of the helicopter fuel system is a complex model that includes the interaction of fuel and system units, the environment, helicopter structural elements, engine operating modes and power supply system [6]. The mathematical model uses an array of initial parameters as input data and, when calculating, provides the necessary additional information on the operation of the units and the state of the fuel system.

The simulated system must be operational in all flight modes. In case of emergency situations, the system must correctly display the problems and, if there is a failure in a part of

the equipment, the system must correct the output data and exclude a complete shutdown of the propulsion system.

The algorithm for creating a dynamic model is a sequence of actions:

1. Implement each subsystem of the helicopter fuel system;
2. Create an algorithm for controlling fuel system units;
3. Connect the helicopter flight profile;
4. Create structures for the display and operation of the helicopter.

This paper presents an algorithm and its analysis based on one-dimensional modeling of each subsystem of the helicopter fuel system. The flight profile is set according to the required parameters for the study and takes into account the change of various parameters in altitude. The model is created in such a way that the flight characteristics of the model are similar to real flight. The control algorithms for fuel system units and engines are based on processing arrays of incoming data, including the operation of pumps and engines based on the presented consumption characteristics [7,8].

The creation of a mathematical model of a promising light helicopter is a software framework that, with further use and development, can significantly reduce the time and cost of production of new products, and, consequently, increase the profit of the enterprise.

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. 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, September 28-30, 2020. - Moscow, 2020. - p. 9247749. - DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. - EDN RZMMXZ.
3. Yury I. Dimitrienko, Mikhail N. Koryakov, and Andrey A. Zakharov, "Computational Simulation of Conjugated Problem of External Aerodynamics and Internal Heat and Mass Transfer in High-Speed Aircraft Composite Construct," International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, Vol. 6, No. 1, pp. 58-64, January 2017 DOI: 10.18178/ijmerr.6.1.58-64
4. Pilot simulation of in-flight refueling considering atmospheric turbulence and turbulent vortex trail behind the refueling aircraft // Proceedings of MIPT. - 2013. - T.5, №2. - pp. 46-58.
5. Approach to reliability assessment of aircraft systems using logical scheme analysis / S. A. Serebryansky, Huang Zheng, Yu. - 2022. - № 8. - pp. 28-31. - EDN YBPPHP.
6. 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, October 01-03, 2019. - Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. - P. 8911020. - DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. - EDN VGFYJT.
7. Computer program state registration certificate No. 2021665697 Russian Federation. Service for synthesis and analysis of refueling and fuel production programs: no. 2021664887: application. 22/09/2021: publ. 30/09/2021 / S.A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN NVSSAV.
8. State Registration Certificate for Computer Software No. 2021665785, Russian Federation. Client of service for synthesis and analysis of refueling and fuel production programs: no. 2021664794: application. 22/09/2021: publ. 01/10/2021 / S.A. Serebryanskiy, D.Yu. Strelets; applicant - Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN RAYEEZ.

Электрокомпрессор системы кондиционирования воздуха для регионального самолета с гибридной силовой установкой

Тищенко И.В.¹, Демьянов А.В.², Губернаторов К.Н.³, Лихачев И.В.³, Морошкин Я.В.³

¹ПАО НПО «Наука», г. Москва, Россия

²ООО Наука-Энерготех, г. Москва, Россия

³ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Для реализации комплексных систем кондиционирования воздуха (КСКВ) перспективных воздушных судов (ВС), основанных на концепции электрического самолета с гибридной силовой установкой необходим научно-технический задел по автономному источнику сжатого воздуха с электроприводом – электрокомпрессору.

Электрокомпрессор обеспечит повышение эффективности и конкурентоспособности ВС за счет:

- отказа от отбора воздуха от компрессора газотурбинного двигателя (ГТД) на нужды КСКВ;

- устранения потерь энергии за счет дросселирования воздуха, свойственных КСКВ с отбором воздуха от газотурбинного двигателя;

- снижения массы агрегатов и трубопроводов системы подготовки воздуха;

- обеспечения независимости функций наддува герметической кабины ВС от вида применяемой силовой установки;

- оптимизации затрат энергии и увеличения топливной эффективности.

В подавляющем большинстве КСКВ современных ВС используемый источник сжатого воздуха – компрессор авиационного ГТД. Воздух, отбираемый от компрессора двигателя, используется для поддержания необходимого давления в гермокабине и обеспечивает ее охлаждение, обогрев и вентиляцию и используется в качестве рабочего тела в системе охлаждения КСКВ на основе воздушной холодильной машины (ВХМ).

Для обеспечения эксплуатации самолета в различных режимах отбор воздуха производится от заведомо высоких ступеней компрессора двигателя, для обеспечения необходимой холодопроизводительности ВХМ.

В связи с этим, на большинстве эксплуатационных режимов производят дросселирование воздуха для понижения давления за выбранной ступенью отбора, что в совокупности с низким холодильным коэффициентом и низкой степенью термодинамического совершенства цикла ВХМ делает применяемые в настоящее время СКВ энергетически неэффективными[1].

Ключевая задача создания перспективных КСКВ – повышение их энергоэффективности за счет снижения затрат энергии на работу системы на всех эксплуатационных режимах. Решение такой задачи позволит повысить топливную эффективность всего ВС. Наиболее рациональное решение - разработка структурной схемы СКВ, не использующей отбираемый от компрессоров двигателей воздух [2, 3, 4].

ООО «Наука-Энерготех» разработаны схемы безотборных КСКВ, конструкторская документация демонстратора электрокомпрессора безотборной КСКВ (рисунок 1).

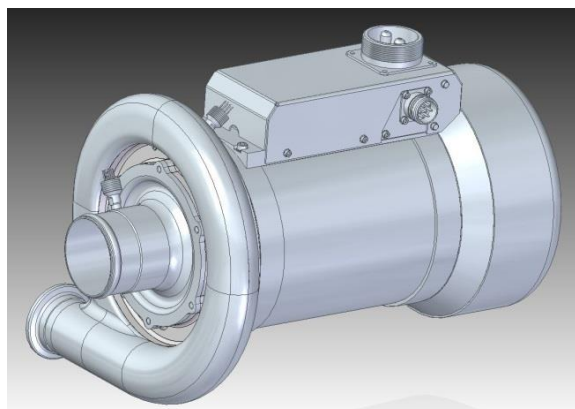


Рисунок 1.
Демонстратор электрокомпрессора
авиационной СКВ

Расчетные характеристики ступени компрессора приведены на рисунках 2, 3, 4.

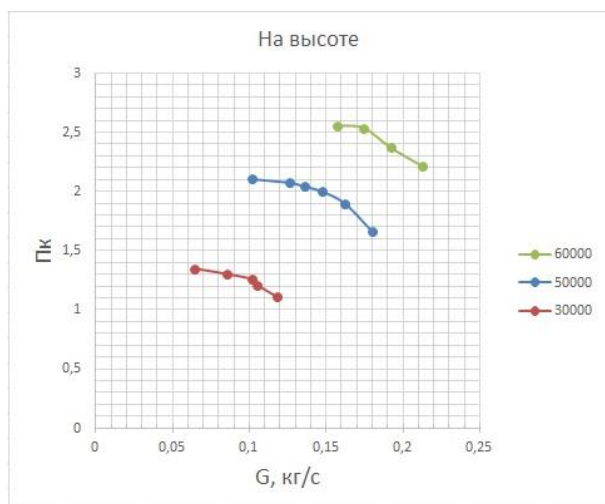


Рисунок 2.
Зависимость степени сжатия от расхода воздуха и частоты вращения ротора на крейсерском режиме

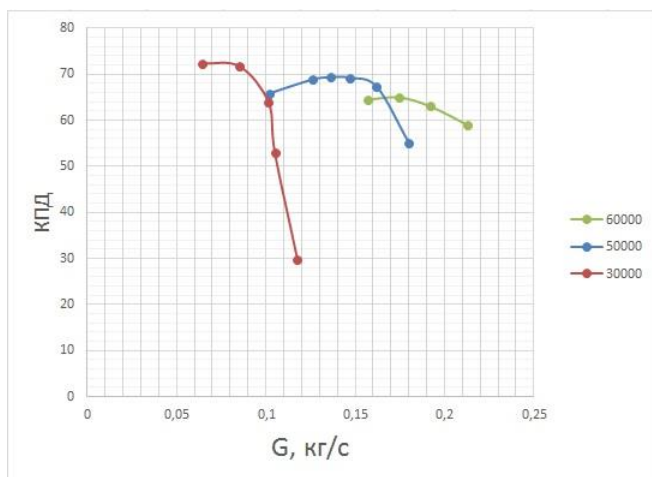


Рисунок 3.
Зависимость КПД ступени (в %) от расхода воздуха и частоты вращения ротора на крейсерском режиме

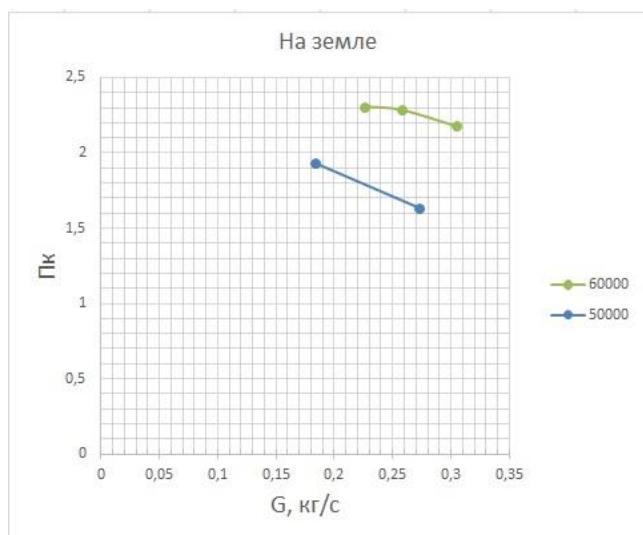


Рисунок 4.
Зависимость степени сжатия от расхода воздуха и частоты вращения ротора на наземном режиме

Обеспечивается управление производительностью. Электропривод компрессора - встроенный электродвигатель синхронного типа с постоянными магнитами.

Литература

1. Дьяченко Ю.В. Исследование термодинамических циклов воздушных холодильных машин. – Новосибирск: изд-во НГТУ, 2006. – 404 с.
2. Каллиоппин А.К., Савельев Р.С., Смагин Д.И. Основные тенденции развития систем кондиционирования воздуха перспективных летательных аппаратов. Инженерный журнал: наука и инновации №6, 2017.
3. Nelson T. B787 systems and performance. Boeing, 2005, 36 p.
4. Liebherr-Aerospace. 2016. Germany, Liebherr-International Deutschland GmbH.

Environmental control system electric compressor for regional jet with hybrid propulsion

Tishchenko I.V.¹, Dem'yanov A.V.², Gubernatorov K.N.³, Likhachev I.V.³, Moroshkin Ya.V.³

¹PJSC NPO «Nauka», Moscow, Russia, iv.tishenko@npo-nauka.ru

²LLC Nauka-Energotekh, Moscow, Russia

³GosNIAS, Moscow, Russia

For the implementation of integrated environmental control systems (IECS) of advanced aircraft (AC) based on the concept of an electric aircraft with a hybrid propulsion, a technology advance is needed for an autonomous source of compressed air with an electric drive - an electric compressor.

The electric compressor will increase the efficiency and competitive ability of the aircraft due to:

- refusal to air bleed from the compressor of a gas turbine engine (GTE) for the needs of IECS;
- elimination of energy losses due to air throttling, characteristic of IECS with air bleed from a gas turbine engine;
- reducing the mass of units and pipelines of the air preparation system;
- ensuring the independence of pressurization functions of the pressurized cabin of the aircraft from the type of propulsion used;
- optimizing energy costs and increasing fuel efficiency.

In the large majority of IECS of modern aircraft, the source of compressed air used is the compressor of an aircraft gas turbine engine. The air bled from the engine compressor is used to maintain the required pressure in the pressurized cabin and provides its cooling, heating and ventilation, and is used as a working fluid in the IECS cooling system based on an air-cycle refrigerating machine (ACRM).

To ensure the operation of the aircraft in various modes, air is bled from obviously high stages of the engine compressor to ensure the necessary cooling capacity of the ACRM.

In this regard, in most operating modes, air is throttled to reduce the pressure behind the selected bleed stage, which, combined with a low coefficient of performance and a low degree of thermodynamic perfection of the ACRM cycle, makes the currently used IECS energy inefficient [1].

The key task of creating advanced IECS is to increase their energy efficiency by reducing energy costs for the operation of the system in all operating modes. Solving this problem will improve the fuel efficiency of the entire aircraft. The most rational solution is the development of a schematic diagram of the IECS, which does not use the air bled from the engine compressors [2, 3, 4].

LLC Nauka-Energotekh has developed schemes for no-bleed IECS, design documentation for a demonstrator of an electric compressor for a no-bleed IECS (Figure 1).

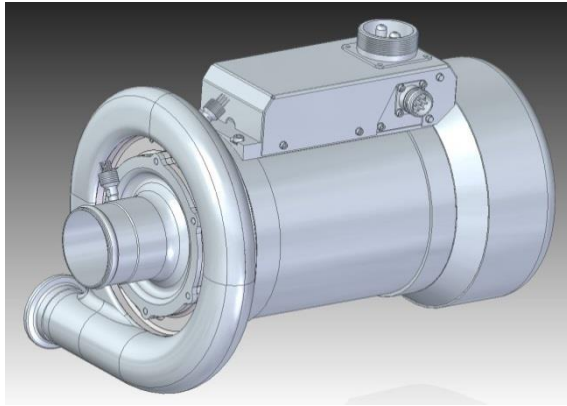


Figure 1.
Aircraft SCR electric compressor demonstrator

The design characteristics of the compressor stage are shown in Figures 2, 3, 4.

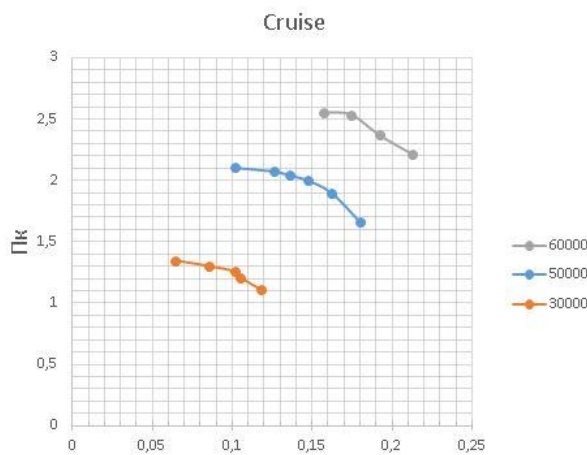


Figure 2.
Dependency diagram of the compression ratio on airflow and rotor speed in cruise mode

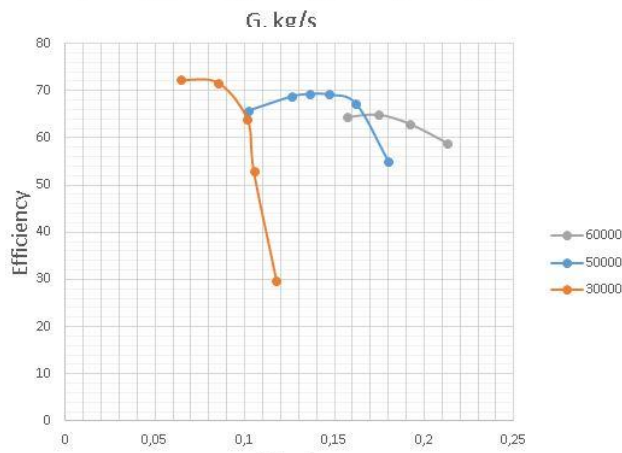


Figure 3.
Dependency diagram of stage efficiency (in %) on airflow and rotor speed in cruising mode

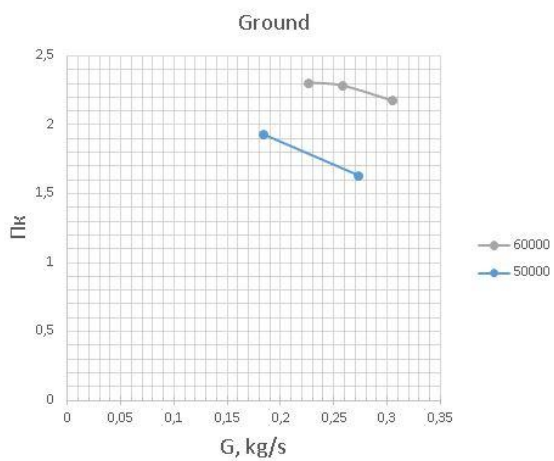


Figure 4. Dependency diagram of the compression ratio on airflow and rotor speed in ground mode

Provides capacity control. The compressor electric drive is a built-in synchronous type electric motor with permanent magnets.

References

1. Dyachenko Yu.V. Study of thermodynamic cycles of air-cycle refrigeration machines. – Novosibirsk: NSTU publishing house, 2006. – 404 p.
2. Kalliopin A.K., Saveliev R.S., Smagin D.I. The main trends in the development of air conditioning systems for advanced aircraft. Engineering Journal: Science and Innovations No. 6, 2017.
3. Nelson T. B787 systems and performance. Boeing, 2005, 36 p.
4. Liebherr-Aerospace. 2016. Germany, Liebherr-International Deutschland GmbH.

Количество регулируемых элементов как критерий эффективности силовой установки сверхзвукового пассажирского самолёта

Чернецкий С.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены результаты анализа гипотезы о взаимосвязи количества регулируемых элементов силовой установки (СУ) и показателей её эффективности применительно к конкурентоспособному сверхзвуковому пассажирскому самолёту (СПС) [1].

Приведены результаты аналитической работы, подтверждающие что:

– СПС является многорежимным ЛА, предназначенным для использования в широком диапазоне дозвуковых и сверхзвуковых скоростей полёта, что обуславливает необходимость в адаптивной системе управления СУ;

– учитывая опыт применения Ту-144 и Concorde, совершенство двигателя и СУ определяет решающее влияние на эффективность СПС.

– эффективность СПС и его силовой установки тесно связаны и эта взаимосвязь наиболее значима, чем у большинства других типов самолётов;

– количество регулируемых элементов СУ определяет число управляющих факторов и как следствие формирует некий уровень эффективности системы ЛА и СУ;

– ограниченное количество регулируемых элементов, обуславливает уровень адаптации и как следствие эффективность СУ СПС;

– повысить эффективность СУ СПС как многорежимного ЛА возможно путём независимого управления всеми элементами (адаптивная система управления), исходя из условий улучшения лётных характеристик;

– реализация адаптивной системы управления СУ невозможна без развитой системы регулируемых элементов;

– для каждого этапа полёта СПС, необходим свой критерий эффективности, наиболее правильно оценивающий качество выполнения решаемых задач.

– наиболее эффективен СПС будет с применением двигателя с гибким (адаптивным) управлением, с изменяемым рабочим процессом;

– адаптивная оптимизация работы СУ на всех режимах полёта, позволит повысить эффективность СПС до необходимых значений, отвечающих современным требованиям и нормам безопасности и эффективности;

– интерпретация количества вариаций суммы положений (ступеней) регулируемых элементов СУ может служить критерием её эффективности и оптимизации, позволяя оценить эффективность СУ в системе ЛА.

Аналитические работы проводились с целью обоснования применения методики оценки эффективности СУ СПС, путём выявления зависимостей между количеством

регулируемых элементов СУ и её эффективностью [2, 3]. Рассматривалось применение двигателя с изменяемым рабочим процессом [4].

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. Ю.Н. Нечаев, Р.М. Фёдоров, В.Н. Котовский, А.С. Полев. Теория авиационных двигателей, Часть 2. Издание ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского. 2006. С 48-56.

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. – Krasnoyarsk, Russia: IOP Publishing Ltd, 2021. – P. 42055. – DOI 10.1088/1742-6596/2094/4/042055. – EDN PSCEXV.

4. Ю.Н. Нечаев, Р.М. Фёдоров, В.Н. Котовский, А.С. Полев. Теория авиационных двигателей, Часть 2. Издание ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского. 2007. С 232-236, 412-416.

The number of adjustable elements as a criterion for the efficiency of the power plant of a supersonic passenger aircraft

Chernetskiy S.V.¹

MAI, Moscow, Russia

This report presents the results of the analysis of the hypothesis about the relationship between the number of controlled elements of the control system and the indicators of its effectiveness in relation to a supersonic passenger aircraft (SPA) [1].

The results of analytical work confirming that:

- The SPA is a multi-mode aircraft designed for use in a wide range of subsonic and supersonic flight speeds, which necessitates an adaptive control system of the power plant.

- Taking into account the experience of operating the Tu-144 and Concorde, the perfection of the engine and power plant determines the decisive influence on the efficiency of the SPA.

- The efficiency of the SPA and its power plant are closely related and this relationship is more significant than that of most other types of aircraft.

- The number of controlled elements of the power plant determines the number of control factors and, as a result, forms a certain level of efficiency of the aircraft system and the power plant.

- A limited number of adjustable elements determines the level of adaptation and, as a consequence, the effectiveness of the aircraft's power plant.

- It is possible to increase the efficiency of the SPA's power plant as a multi-mode aircraft by independently controlling all elements (adaptive control system), based on the conditions for improving flight characteristics.

- The implementation of an adaptive power plant control system is impossible without a developed system of adjustable elements.

- For each stage of the SPA flight, its own efficiency criterion is needed, which most correctly assesses the quality of the tasks being solved.

- The SPA will be most effective with the use of an engine with flexible (adaptive) control, variable workflow.

- Adaptive optimization of the power plant operation in all flight modes, will increase the efficiency of the SPA to the required values that meet modern requirements and standards of safety and efficiency.

• Interpretation of the number of variations in the total positions (steps) of the regulated elements of the power plant can serve as a criterion for its effectiveness and optimization, allowing to evaluate the effectiveness of the power plant in the aircraft system.

Analytical work was carried out in order to substantiate the application of the methodology for evaluating the effectiveness of the SPA power plant, by identifying the dependencies between the number of regulated elements of the power plant and its efficiency [2, 3].

The use of an engine with a variable working process was considered [4].

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. Yu.N. Nechaev, R.M. Fedorov, V.N. Kotovsky, A.S. Polev. Theory of aircraft engines, Part 2. The publication of the VVIA named after Professor N.E. Zhukovsky. 2006. Page 48-56.

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 September – 03 October 2021/ Krasnoyarsk Science and Technology City Hall of the Russian Union of Scientific and Engineering Associations. – Krasnoyarsk, Russia: IOP Publishing Ltd, 2021. – P. 42055. – DOI 10.1088/1742-6596/2094/4/042055. – EDN PSCEXV.

4. Yu.N. Nechaev, R.M. Fedorov, V.N. Kotovsky, A.S. Polev. Theory of aircraft engines, Part 2. The publication of the VVIA named after Professor N.E. Zhukovsky. 2007. Page 232-236, 412-416.

Экспериментальное обеспечение вакуумных испытаний приборов и устройств, предназначенных для космических исследований

Измайлов Г.Н.¹, Озолин В.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В течение четырёх последних лет на кафедре физики МАИ 915 (801) проходили стендовые работы по инженерному и экспериментальному обеспечению вакуумных испытаний приборов и устройств, предназначенных для работы в космосе. В частности, была подтверждена работоспособность макета канала аппаратуры для регистрации терагерцового излучения Солнца (диапазон 0,4 -10 ТГц, проект СОЛНЦЕ - ТЕРАГЕРЦ) после понижения давления до 0,0006 мм рт. ст. Макет является моделью части установки, размещаемой на МКС.

Другой задачей было исследование режимов работы электродвигателя ДПР-52-Н1-07Б. Двигатель рассматривался как часть блока модуляции излучения Солнца перед его регистрацией ячейками Голея.

Целью описываемых работ было исследование возможности применения микродвигателей указанного типа в условиях открытого объёма на ДПН РС МКС:

- температура окружающей среды от 0 до плюс 40°C;

- вакуум от $1 \cdot 10^{-3}$ до $1 \cdot 10^{-8}$ мм рт. ст.,

а также проведения ресурсных испытаний электромотора.

Установка для исследования режимов работы электродвигателя включает в себя вакуумную камеру; двигатель с маховиком; датчики и измерительную аппаратуру; автоматизированную систему сбора и обработки данных. Камера объёмом 0,042 м³, изготовлена из нержавеющей стали толщиной 3 мм с шестью окнами разных размеров. Наибольшее достигнутое разряжение внутри камеры составляло $3 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст. Схема вакуумной системы показана на рис. 1.

Задачами были также создание предельно допустимой нагрузки на вал двигателя и определение зависимости температуры его корпуса от величины механического тормозящего момента, приложенного к валу, а также давления в камере. Поэтому измерения проводились в три этапа: при нормальном атмосферном давлении, после откачки воздуха форвакуумным насосом, после откачки диффузионным насосом. Напряжение питания двигателя составляло 14 В. За счет выбора момента сил трения была установлена сила тока двигателя 100 мА, на холостом ходу она составляла от 50 до 75 мА.

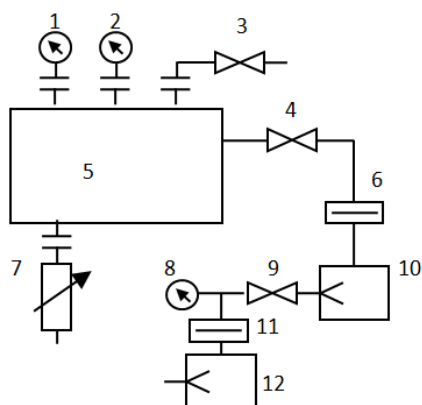


Рис. 1. Вакуумная система для исследования режимов работы электродвигателя: 1, 2, 8 – манометры; 3,4,9 – клапаны (затворы); 6,11 – ловушки; 5 – вакуумная камера; 7 – электрический ввод; 10 – паромасляный насос Н-05; 12 – насос предварительного разрежения ВН-461И

При проведении испытаний имелась возможность измерения следующих параметров:

- напряжение питания электродвигателя;
- сила потребляемого тока;
- температура корпуса двигателя;
- частота вращения вала мотора;
- остаточное давление в вакуумной камере.

Измерения параметров работы электродвигателя производились с интервалом 0,25 - 2 часа. Анализ данных и графиков показывает на увеличение температуры корпуса двигателя на $6 \div 20$ °С, зависящее от времени работы, нагрузки двигателя и давления в камере. Суммарная продолжительность измерений составила 33 дня. Некоторые результаты испытаний показаны ниже.

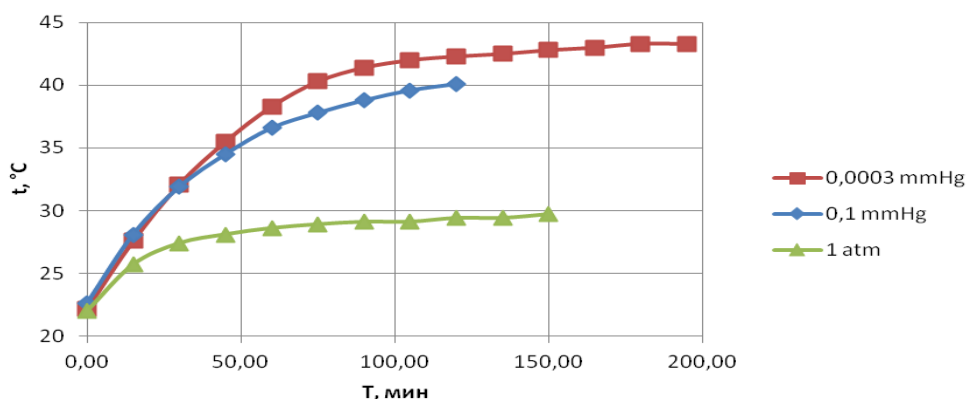


Рис. 2. Зависимости температуры электродвигателя t от времени T после включения, при различном давлении

Проверялось также влияние давления в камере и температуры двигателя на частоту его вращения. Дополнительно ставилась задача протестировать

автоматизированную систему сбора и обработки результатов измерений. Результаты тестирования подтвердили долговременную работоспособность системы.

Experimental support for testing in vacuum of instruments and devices intended for space research

Izmailov G.N.¹, Ozolin V.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

During the last four years, the Department of Physics MAI 915 (801) carried out bench work on engineering and experimental support for vacuum testing of instruments and devices designed to work in space. In particular, the operability of the model channel of the equipment for recording terahertz radiation from the Sun (range 0.4 -10 THz, SUN - TERAHERTZ project) was confirmed after the pressure was reduced to $6.0 \cdot 10^{-4}$ mm Hg. The mock-up is a model of a part of the installation placed on the ISS.

Another task was to study the operating modes of the DPR-52-N1-07B electric motor. The motor was considered as a part modulation block. The modulated radiation was registered by the Golay cells.

The purpose of the described works was to study the possibility of using micromotors of this type in open space conditions on the ISS RS DPN:

- ambient temperature from 0 to +40°C;
- vacuum from $1 \cdot 10^{-3}$ to $1 \cdot 10^{-8}$ mm Hg;

as well as carrying out long-run tests of the electric motor.

The installation for studying the modes of operation of the electric motor includes a vacuum chamber; motor with flywheel; sensors and measuring equipment; automated data collection and processing system. Chamber with a volume of 0.042 m^3 , made of stainless steel 3 mm thick with six windows of different sizes. The highest vacuum reached inside the chamber was $3 \cdot 10^{-4}$ mm Hg. The layout of the vacuum system is shown in fig. 1.

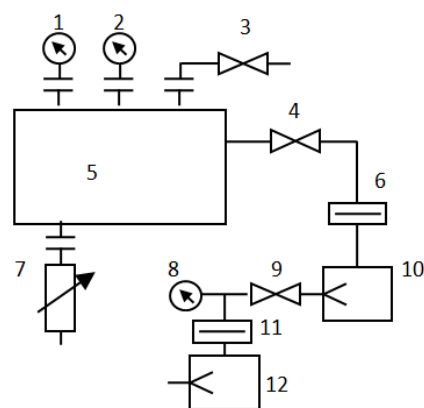


Fig.1 - vacuum system for testing of an electric motor: 1, 2, 8 - pressure gauges; 3, 4, 9 - valves (gates); 6, 11 - traps; 5 - vacuum chamber; 7 - electrical input; 10 - steam

The tasks were also to create the maximum permissible load on the motor shaft and to determine the dependence of the temperature of motor housing on the magnitude of the mechanical braking torque applied to the shaft, as well as the degree of vacuum in the chamber. Therefore, measurements were carried out in three stages: at normal atmospheric pressure, after air was evacuated by a fore vacuum pump, and after air was evacuated by a diffusion pump. The motor supply voltage was 14 V. By selecting the moment of friction forces, the motor current was set to 100 mA, at idle it ranged from 50 to 75 mA. There was also a short current drop to 65mA in sync with a slight increase in pulley speed.

During the tests, it was possible to measure the following parameters:

- electric motor supply voltage;
- the consumed current strength;

- frequency of motor shaft rotation;
- residual pressure in the vacuum chamber.

Measurements of the parameters of the operation of the electric motor were carried out with an interval of 0.25 - 2 hours. The analysis of data and graphs shows an increase in the temperature of the motor housing on $6 \div 20$ °C, depending on the operating time, the motor load and the pressure in the chamber. The smallest recorded increase in engine temperature for this series of measurements was 5.9°C for 30 minutes, the largest - 15.9°C for 5 hours. The pressure in the vacuum chamber during the operation of the pump decreased from a few mm Hg up to 0.05 mm Hg. The effective time of the tests was 33 days. Some test results are shown below.

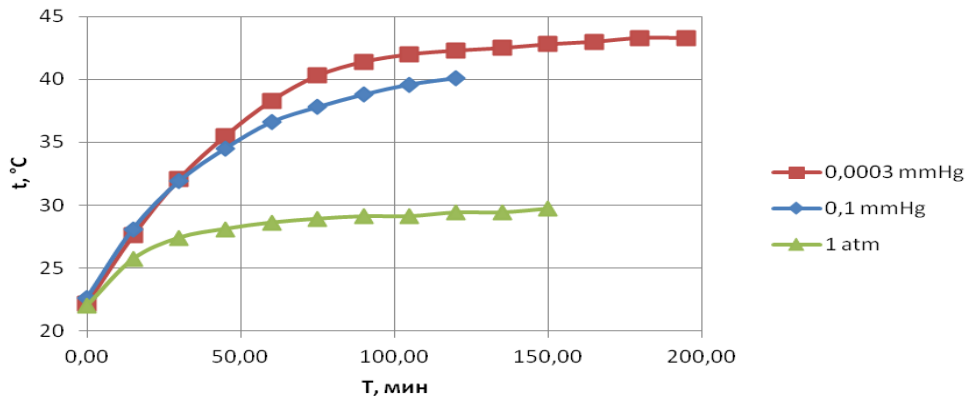


Fig. 2 Graphs of the dependence of the temperature of the electric motor $t^{\circ}\text{C}$ on the time T elapsed after switching on, at various air pressures

The influences of the pressure in the chamber and the temperature of the motor on the frequency of its rotation was also checked. Additionally, the task was to test an automated system for collecting and processing measurement results. The test results confirmed the long-term performance of the system.

ЦИФРОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ЖИЗНЕННОМ ЦИКЛЕ СКОРОСТНОГО ТРАНСПОРТА

DIGITAL TECHNOLOGIES IN THE LIFE CYCLE OF HIGH-SPEED TRANSPORT

Формирование цифрового двойника изделия с использованием сквозного решения

консорциума РазвИТие

Гинда Д.В.¹, Осяев А.Т.²,

¹АСКОН, г. Москва, Россия

²МАИ, г. Москва, Россия

Конкурентоспособность авиационной продукции представляет собой комплексное понятие, которое требует многогранной и непрерывной оценки состояния изделия авиационной техники и его составных частей в реальном времени. Внедрение цифровых технологий обуславливает переход к гибкому управлению жизненным циклом изделия [1, 2]. Реализация такой технологии способствует ускорению разработки новых изделий, уменьшает время на их испытание, сертификацию и ускоряет начало производства.

Цифровой двойник летательного аппарата – как единая обучаемая система, включает в себя комплекс методик и математических моделей, описывающих и отображающих работу самолёта и его систем в течение всего жизненного цикла: проектирование, испытания, производство и эксплуатация.

Внутренняя составляющая цифрового двойника представляет собой структурированную многомерную матрицу функциональных, технических, технологических, эксплуатационных и экономических свойств [3, 4]. Эти свойства формируются и проявляются на отдельных этапах жизненного цикла.

Модель представления данных об изделии в информационном пространстве определяется как инструмент моделирования процессов с использованием программно-аппаратных платформ, включающий в себя структуры данных о свойствах и требованиях, методы структурирования данных, правила ограничения целостности и алгоритмы взаимосвязи структурированных данных.

Такая многомерная матрица, практически, представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных алгоритмов и математических моделей, содержит полную информацию об изделии и его составных частях, объединённых в рамках единого цифрового пространства.

Матрицы такого вида представляют собой многомерный структурированный массив информации, матричная модель данных об изделии является многомерной. Это указывает на то, что модель предметной области цифрового двойника, построенная с помощью структурированного массива информации, без каких-либо дополнительных надстроек, представляет собой математический аппарат многомерного анализа информации об изделии в текущем режиме.

Предложенные в настоящей работе подходы к созданию цифрового двойника, позволяют с помощью сквозного решения консорциума РазвИТие [5] сформировать виртуальную копию изделия, удобную в использовании на всех этапах жизненного цикла. Полученный цифровой двойник будет создан на российских системах проектирования на импортонезависимом математическом ядре.

Литература

1. Боровков А.И., Рябов Ю.А., Марусева В.М. «Умные» цифровые двойники – основа новой парадигмы цифрового проектирования и моделирования глобально конкурентоспособной продукции нового поколения // Трамплин к успеху. Цифровая

экономика знаний. – 2018. - №13. – С. 13-17.

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. Серебрянский, С. А. Цифровой двойник в едином информационном пространстве жизненного цикла как инструмент обеспечения конкурентоспособности изделия авиационной техники / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец, М. В. Шкурин // Автоматизация в промышленности. – 2021. – № 1. – С. 20-26. – DOI 10.25728/avtprom.2021.01.03. – EDN EUDPRA.

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. Материалы консорциума РазВИТие <https://plmrussia.ru/>

Creation of a digital double of the product using end-to-end solution consortium RazvITie

Ginda D.V.¹, Osyayev A.T.²

¹ASCON, Moscow, Russia

²MAI, Moscow, Russia

The competitiveness of aviation products is a complex concept that requires a multifaceted and continuous assessment of the condition of an aircraft product and its components in real time. The introduction of digital technologies leads to the transition to flexible product lifecycle management [1, 2]. The implementation of such technology accelerates the development of new products, reduces the time for their testing, certification and accelerates the start of production.

The digital twin of the aircraft – as a single trainable system, includes a set of techniques and mathematical models that describe and display the operation of the aircraft and its systems throughout the life cycle: design, testing, production and operation.

The internal component of the digital double is a structured multidimensional matrix of functional, technical, technological, operational and economic properties [3, 4]. These properties are formed and manifested at separate stages of the life cycle.

The product data representation model in the information space is defined as a process modeling tool using software and hardware platforms, including data structures about properties and requirements, data structuring methods, integrity restriction rules and algorithms for the relationship of structured data.

Such a multidimensional matrix, in practice, is a set of functionally interconnected algorithms and mathematical models, contains complete information about the product and its components, combined within a single digital space.

Matrices of this type represent a multidimensional structured array of information, the matrix model of product data is multidimensional. This indicates that the model of the subject area of the digital twin, built using a structured array of information, without any additional add-ons, is a mathematical apparatus for multidimensional analysis of product information in the current mode.

The approaches proposed in this paper to the creation of a digital double, allow using the end-to-end solution of the Development consortium [5] to form a virtual copy of the product, convenient to use at all stages of the life cycle. The resulting digital double was developed on Russian computer-aided design based on the idea of an independent mathematical core.

References

1. Borovkov A.I., Ryabov Yu.A., Maruseva V.M. "Smart" digital twins are the basis of a new paradigm of digital design and modeling of globally competitive products of a new generation // A springboard to success. Digital knowledge economy.- 2018.-No.13.– pp.13-17.
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. Serebryansky, S. A. Digital twin in the unified information space of the life cycle as a tool for ensuring the competitiveness of an aircraft product / S. A. Serebryansky, D. Yu. Strelets, M. V. Shkurin // Automation in industry. – 2021. – No. 1. – pp. 20-26. – DOI 10.25728/avtprom.2021.01.03. – EDN EUDPRA.
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, September 28-30, 2020 years. – Moscow, 2020. – P. 9247749. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. – EDN RZMMXZ.
5. Materials of the consortium RazvITie <https://plmrussia.ru/>

Методика оценки надежности сложных технических систем по результатам испытаний декомпозированных элементов

Амосов А.Г.¹, Рождественский О.К.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² Daugavpils University, Daugavpils, Latvia

Современное общество невозможно без технологической инфраструктуры. Энергетика, транспорт, коммунальные и производственные системы окружают нас, создавая условия для нормальной жизнедеятельности и обеспечивая наш комфорт. Однако такое обилие техники не проходит даром: до 10% валового продукта человечество расходует на компенсацию ущерба от происшествий и аварий на транспорте и в промышленности, загрязняется окружающая среда, растет уровень производственного травматизма и профессиональных заболеваний.

Обеспечение безопасности населения и окружающей природной среды от вредных последствий техногенных происшествий представляет собой сложную техническую задачу, решение которой невозможно без совершенствования и углубления инженерной подготовки в области исследования надежности, прогнозирования и обеспечения безопасности технических систем.[1]

Данное исследование базируется на разработанной авторами методике оценки эффективности и надежности сложных технических систем, а так же расчета и прогнозирования параметрической надежности систем и их составных частей, теории расчета сопряжений и механизмов, методах исследования технологии оптимизации проведения испытаний и теоретических основах по эксплуатации машин.

Целью работы является получение метода оценки надежности сложных технических систем по результатам испытаний декомпозированных элементов. Практическая значимость работы может выражена в дальнейшем ее применении при расчетах надежности основанных на данных испытаний составных частей при проектировании новых сложных технических систем и комплексов. [2]

На практике в большинстве случаев нет возможности так организовать испытания, чтобы получить экспериментальные данные по надежности необходимого вида и в достаточном объеме. Обычно задача заключается в том, чтобы оценить показатели надежности по тому статистическому материалу, который имеется. На характер статистики существенное влияние оказывают: число изделий, подвергаемых испытаниям; порядок контроля функционирования в процессе испытаний; порядок

восстановления или замены изделий; порядок поступления изделий на испытания; критерий окончания испытаний. [3]

Литература

1. Куатов Б.Ж., Кусаинов А.Б., Сулейменов Е.А., and Нуржанов Д.Х. "Комплексные показатели надежности авиационной техники" Труды Международного симпозиума «Надежность и качество», vol. 2, 2016, pp. 253-257.

2. Вышегородцева Г.И., Агеева В.Н. Практикум по основам надежности технических систем. Методические указания к выполнению практических работ и самостоятельной работы для студентов факультета инженерной механики – М.: РГУ нефти и газа имени И.М. Губкина, 2018 г. - 65 с.

3. Комаревич Л.В. Оценка качества функционирования сложной системы ЛА по результатам испытаний. Стандарты и качество №17, 2005 г.

Methodology for assessing the reliability of complex technical systems based on the results of tests of decomposed elements

Amosov A.G.¹, Rozhdestvensky O.K.²

¹MAI, Moscow, Russia

²Daugavpils University, Daugavpils, Latvia

Modern society is impossible without technological infrastructure. Energy, transport, utilities and industrial systems surround us, creating conditions for normal life and ensuring our comfort. However, such an abundance of technology is not in vain: humanity spends up to 10% of the gross product on compensation for damage from incidents and accidents in transport and industry, the environment is polluted, and the level of industrial injuries and occupational diseases is growing.

Ensuring the safety of the population and the natural environment from the harmful effects of man-made accidents is a complex technical problem, the solution of which is impossible without improving and deepening engineering training in the field of reliability research, forecasting and ensuring the safety of technical systems.[1]

This study is based on the methodology developed by the authors for assessing the efficiency and reliability of complex technical systems, as well as calculating and predicting the parametric reliability of systems and their components, the theory of calculating interfaces and mechanisms, research methods for testing optimization technology and theoretical foundations for the operation of machines.

The aim of the work is to obtain a method for assessing the reliability of complex technical systems based on the results of tests of decomposed elements. The practical significance of the work can be expressed in its further application in calculating the reliability of component parts based on test data in the design of new complex technical systems and complexes. [2]

In practice, in most cases, it is not possible to organize tests in such a way as to obtain experimental data on the reliability of the required type and in sufficient volume. Typically, the task is to evaluate the reliability indicators for the statistical material that is available. The nature of statistics is significantly influenced by: the number of products subjected to testing; the procedure for monitoring the functioning during the testing process; procedure for the restoration or replacement of products; order of receipt of products for testing; test termination criterion. [3].

References

1. Kumatov B.Zh., Kusainov A.B., Suleimenov E.A., and Nurzhanov D.Kh. "Integrated Reliability Indicators of Aviation Engineering" Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality", vol. 2, 2016, pp. 253-257.

2. Vyshegorodtseva G.I., Ageeva V.N. Workshop on the basics of reliability of technical systems. Guidelines for the implementation of practical work and independent work

for students of the Faculty of Engineering Mechanics - М.: Russian State University of Oil and Gas named after I.M. Gubkina, 2018 - 65 p.

3. Komarevich L.V. Evaluation of the quality of functioning of a complex aircraft system based on test results. Standards and Quality No. 17, 2005

Supply Chain Quality Management как концепция для совершенствования качества процессов цепи поставок

Ахматова М-С.С.¹, Денискина А.Р.¹, Ахматова Д-М.С.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² Shanghai Jiao Tong University, г. Шанхай, Китай

В условиях нарастающей нестабильности глобальных торговых и экономических отношений, серьезные нарушения и логистические сбои в цепях поставок становятся одной из наиболее острых проблем для мировой промышленности. Не остается в стороне от возможных форс-мажоров и авиационная отрасль. Производители воздушных судов ведут борьбу за повышение устойчивости цепей поставок, как производственных, так и связанных с сервисной поддержкой эксплуатируемых изделий [1].

В настоящем докладе представлен анализ концепции по управлению качеством цепи поставок (Supply Chain Quality Management) и ее влияния на процессы цепи поставок авиационных запасных частей.

Результаты исследования иллюстрируют, что:

- Своевременная поставка авиационных запасных частей является одним из важнейших условий пакета услуг послепродажной поддержки коммерческого воздушного судна.

- Минимизация времени незапланированного простоя авиатехники по причине ожидания требуемой запасной части необходима для предотвращения репутационных потерь и финансовых убытков авиакомпаний.

- Активное развитие концепции по управлению качеством цепи поставок ассоциируется с возросшей структурной сложностью глобальных цепей поставок, расширением практик по аутсорсингу, увеличением рисков и неопределенности, а также постоянно растущими требованиями заказчиков к цепям поставок [2], удовлетворить которые представляется затруднительным в случае игнорирования категории «качество» как конкурентного преимущества.

- Методы совершенствования управления качеством, направленные на сокращение вариативности процессов, напрямую влияют на ключевые показатели эффективности цепи поставок.

Также, уточнены метрики для оценки производительности и надежности системы управления качеством цепи поставок. Произведен анализ рисков применения концепции по управлению цепью поставок и предложены митигационные меры, направленные на минимизацию последствий наступления рисков события.

Литература

1. Ахматова М-С.С., Денискина А.Р., Ахматова Д-М.С., Петухов Ю.В. Применение матрицы Пью в контексте менеджмента качества процессов материально-технического обеспечения гражданской авиатехники. Качество и жизнь. 2021, №3(31), С.53-59.

2. B. Gaudenzi, A. Qazi. Assessing Project Risks from a Supply Chain Quality Management (SCQM) Perspective. published in International Journal of Quality & Reliability Management, 2021, No. 38(4), pp. 908-931.

Improving the quality of supply chain processes by Supply Chain Quality Management

Akhmatova M-S.S.¹, Deniskina A.R.¹, Akhmatova D-M.S.²

¹MAI, Moscow, Russia

²Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China

In the conditions of increased instability of global trade and economic relations, the disruptions and logistical failures in supply chains are becoming one of the most acute problems for the world industry. The aviation industry does not remain aloof from force majeure. Aircraft manufacturers are struggling to increase the sustainability of production and service-related supply chains [1].

This report presents an analysis of the Supply Chain Quality Management (SCQM) concept. Besides, it discusses the impact of the SCQM on the processes of the aviation spare parts supply chain.

The results of the study suggest that:

- Timely delivery of aviation spare parts is an integral component of the aircraft after-sales service.
- Minimizing aircraft unplanned downtime due to waiting for the required spare part is required to prevent reputational and financial losses of airlines.
- The active development of the SCQM concept is associated with the increased complexity of global supply chains, the expansion of outsourcing practices, an increase in the number of risks, as well as the ever-growing requirements of customers for supply chains [2]. These requirements are difficult to meet if quality is ignored as a competitive advantage.
- Quality management methods aimed at reducing the processes variability directly affect the key performance indicators of the supply chain.

Additionally, the metrics for evaluating the performance and reliability of the SCQM system were refined. A risks analysis related to the SCQM concept was carried out. This report also proposes risks mitigation strategies.

References

1. M-S.S. Akhmatova, A.R. Deniskina, D-M.S. Akhmatova. Implementation of the Pugh Matrix for Quality Management in Civil Aircraft Logistics. Quality and life. 2021, No. 3(31), p. 53-59.
2. B. Gaudenzi, A. Qazi. Assessing Project Risks from a Supply Chain Quality Management (SCQM) Perspective. published in International Journal of Quality & Reliability Management, 2021, No. 38(4), pp. 908-931.

Предиктивный анализ технического состояния агрегатов самолёта с использованием массива полётной информации

Сучков М.В.¹, Вережкин А.А.¹

¹МАИ (НИУ), г. Москва, Россия

Настоящий доклад посвящён вопросам обслуживания авиационной техники. Показана актуальность перехода от планово-предупредительного обслуживания авиационной техники к предиктивному обслуживанию. Однако, на сегодняшний день отсутствует единый подход к вопросам прогнозирования технического состояния агрегатов самолёта на основании данных, полученных в процессе эксплуатации [1]. Это объясняется тем, что каждый агрегат имеет свои особенности, что требует особого подхода в каждом случае, а также различной эффективностью методов для различных ситуаций. Таким образом, хотя существует целый ряд детально проработанных методов предиктивного анализа: искусственные нейронные сети [2], relief-метод [3], машинное обучение [4] и др., методологическая база в целом не является полностью определённой, и вопрос о пригодности того или иного метода определяется исследователями в каждом отдельном случае.

Предложен подход к предиктивному анализу отказных и предотказных состояний агрегатов самолёта с использованием данных, полученных в процессе их эксплуатации.

Данный подход основан на совместном применении таких технологий и методов, как цифровой двойник, статистические методы обработки информации и событийная математическая модель.

На примере анализа некоторого массива полётной информации, полученной в процессе эксплуатации самолёта, показана работоспособность предложенного подхода. Полученные результаты могут быть использованы в качестве основы для разработки методологической базы предиктивного обслуживания агрегатов авиационной техники с использованием массива полётной информации, формируемого средствами бортовых измерений самолёта.

В дальнейшем исследовании будут продолжены в направлении совершенствования критериев аномальности поведения агрегатов самолётов, создания шаблонов анализа данных, сигнализирующих о предстоящей поломке агрегатов самолёта. Также планируется внедрение разработанных структур обработки данных в структуру систем эксплуатации и обслуживания летательных аппаратов деловой авиации.

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. Altay A., Ozkan O., Kayakutlu G. Prediction of Aircraft Failure Times Using Artificial Neural Networks and Genetic Algorithms. *Journal of Aircraft*. Vol. 51, No. 1, 2014. P. 47-53. DOI: 10.2514/1.C031793

3. Kira K., Rendell L.A. The Feature Selection Problem: Traditional Methods and a New Algorithm. *AAAI-92 Proceedings*. P. 129-134.

4. Celikmih K., Inan O., Uguz H. Failure Prediction of Aircraft Equipment Using Machine Learning with a Hybrid Data Preparation Method. *Hindawi. Scientific Programming*. 10 P.

Predictive analysis of the technical condition of aircraft units using an array of flight information

Suchkov M.V.¹, Vereikin A.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report is devoted to the maintenance of aircraft. The relevance of the transition from preventive maintenance of aviation equipment to predictive maintenance is shown. However, today there is no unified approach to the issues of predicting the technical condition of aircraft units based on data obtained during exploitation [1]. This is due to the fact that each aircraft unit has its own characteristics, which requires a special approach in each case, as well as the different efficiency of methods for different situations. Thus, although there are a number of detailed predictive analysis methods: artificial neural networks [2], relief method [3], machine learning [4], etc., the methodological base as a whole is not completely defined, and the question of the suitability of or another method is determined by the researchers in each individual case.

An approach to the predictive analysis of failure and pre-failure states of aircraft units using data obtained during their operation is proposed. This approach is based on the joint application of such technologies and methods as a digital twin, statistical methods of information processing and an event-based mathematical model.

On the example of the analysis of a certain array of flight information obtained during the exploitation of the aircraft, the efficiency of the proposed approach is shown. The results obtained can be used as a basis for developing a methodological base for predictive maintenance of aircraft units using an array of flight information generated by aircraft on-board measurements means.

In the future, research will be continued in the direction of improving the criteria for the anomalous behavior of aircraft units, creating templates for data analysis that signal an upcoming breakdown of aircraft units. It is also planned to introduce the developed data processing structures into the structure of systems for the operation and maintenance of business aviation aircraft.

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. Altay A., Ozkan O., Kayakutlu G. Prediction of Aircraft Failure Times Using Artificial Neural Networks and Genetic Algorithms. Journal of Aircraft. Vol. 51, No. 1, 2014. P. 47-53. DOI: 10.2514/1.C031793

3. Kira K., Rendell L.A. The Feature Selection Problem: Traditional Methods and a New Algorithm. AAAI-92 Proceedings. P. 129-134.

4. Celikmih K., Inan O., Uguz H. Failure Prediction of Aircraft Equipment Using Machine Learning with a Hybrid Data Preparation Method. Hindawi. Scientific Programming. 10 P.

Формирование весовой модели сверхзвукового пассажирского самолета на базе цифровой платформы весового проектирования

Вышинский Л.Л.¹, Стрелец Д.Ю.², Серебрянский С.А.²

¹ФИЦ ИУ РАН, г. Москва, Россия

²МАИ, г. Москва, Россия

Скоростной летательный аппарат (ЛА) является сложным техническим объектом, состоящим из множества различных компонент, функционально и конструктивно связанных между собой. Одной из важнейших технических характеристик ЛА является его масса. При решении подавляющего большинства проектных и конструкторских задач весовые параметры в том или ином виде участвуют в расчётах. Необходимость проведения весовых расчётов возникает на самых ранних шагах проектирования и сопровождает все дальнейшие стадии их разработки и эксплуатации. В процессе создания и эксплуатации ЛА постоянно контролируются его масса и другие массово-инерционные характеристики всех размещаемых на борту систем, агрегатов, узлов и деталей. Количество агрегатов, узлов и деталей современных ЛА исчисляется тысячами и десятками тысяч. Поэтому в авиа и ракетостроении весовые расчёты, весовой анализ, весовой контроль выливаются в сложную инженерную проблему и выделяются в целое направление инженерной деятельности, которое принято называть весовым проектированием [1, 2].

Под структурно-параметрической весовой моделью ЛА, в данной работе, понимается база данных, которая содержит всю необходимую информацию для проведения комплекса расчетов массово-инерционных характеристик (МИХ) и центровочных данных (МЦД) ЛА. Весовая модель состоит из нескольких структур, ориентированных на определенные группы параметров и задач весового проектирования.

Прикладной областью цифровой платформы весового проектирования летательных аппаратов (ЦП ВП ЛА) являются задачи весового проектирования летательных аппаратов. Специфика области применения отражается в составе и функциях, интегрируемых в единое программно-информационное пространство программных платформ и прикладных сервисов. При этом необходимо отметить, что базовые системотехнические подходы, реализованные в цифровой платформе, позволяют применить наработки данного проекта и в других областях проектирования и производства сложных технических изделий [3, 4, 5].

В данной работе показаны вычислительные процедуры, реализованные в прикладных программных сервисах, подключенных и могут использовать данные, хранящиеся в любых интегрированных источниках, в режиме реального времени [6, 7]. В составе ЦП ВП ЛА реализованы инструментальные средства, позволяющие оперативно разрабатывать, сопровождать и модифицировать на этапе промышленной эксплуатации системы прикладные программные сервисы [8, 9].

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. Шейнин В. М., Козловский В. И., Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов Т. 1. Машиностроение, 1977, 344 с.

3. Вышинский Л.Л., Флёров Ю.А. Информационная модель весового облика летательных аппаратов // Информатика и ее применение. 2021. Т.15. Вып. 1.

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. Skobelev, S.I., Strelets, D.Y., Kuryanskii, M.K. et al. Digital platform for aircraft weight design. AS (2022). <https://doi.org/10.1007/s42401-022-00154-w>.

6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022614292 Российская Федерация. Сервис расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА: № 2022612541: заявл. 24.02.2022: опублик. 18.03.2022 / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». – EDN NOVZOY.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665695 Российская Федерация. Сервис весовой модели летательного аппарата : № 2021664792 : заявл. 22.09.2021 : опублик. 30.09.2021 / С. А. Серебрянский, С. А. Кантимиров ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт ». – EDN VEAPJP.

8. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665697 Российская Федерация. Сервис синтеза и анализа программ заправки и выработки топлива : № 2021664887 : заявл. 22.09.2021 : опублик. 30.09.2021 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт ». – EDN NVSSAV.

9. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665785 Российская Федерация. Клиент сервиса синтеза и анализа программ заправки и выработки топлива : № 2021664794 : заявл. 22.09.2021 : опублик. 01.10.2021 / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт ». – EDN RAYEEZ.

Formation of a Weight Model of a Supersonic Passenger Aircraft Based on a Digital Weight Design Platform

Vyshinsky L.L.¹, Strelets D.Yu.², Serebryansky S.A.²

¹ FRC CSC RAS, Moscow, Russia

² MAI, Moscow, Russia

High-speed aircraft is a complex technical object, consisting of many different components, functionally and structurally related to each other. One of the most important technical characteristics of an aircraft is its weight. When solving the vast majority of design and engineering problems, weight parameters are involved in one form or another in the calculations. The need for weight calculations occurs at the earliest stages of design and accompanies all further stages of their development and operation. In the process of creating and operating the aircraft its mass and other mass-inertia characteristics of all systems, units, assemblies and parts placed on board are constantly monitored. The number of units, assemblies and parts of modern aircraft is counted in thousands and tens of thousands. Therefore, in aircraft and rocket engineering weight calculations, weight analysis, weight control forms a complex engineering problem and are highlighted in a whole direction of engineering activity, which is commonly referred to as weight design [1, 2].

The structural-parameter weight model of an aircraft, in this paper, is understood as a database that contains all necessary information for performing a set of calculations of mass-inertial characteristics (MIC) and centering data (MCD) of the aircraft. The weight model consists of several structures oriented to certain groups of parameters and tasks of weight design.

The application area of the digital platform for weight design of aircrafts (DP WD) is the tasks of weight design of aircrafts. The specifics of the application domain are reflected in the composition and functions integrated into a single software and information space of software platforms and application services. At the same time, it should be noted that the basic system-technical approaches implemented in the digital platform allow to apply the developments of this project in other areas of design and production of complex technical products [3, 4, 5].

This paper shows computational procedures implemented in application software services connected, can use data stored in any integrated sources, in real time [6]. As a part of the DP WD aircrafts, tooling tools are implemented, which allow to quickly develop, maintain and modify at the stage of industrial operation of the system the applied software services.

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. Sheynin V. M., Kozlovsky V. I., Weight design and efficiency of passenger aircraft T. 1. Mashinostroenie, 1977, 344 p.
3. Vyshinsky L.L., Flyorov Y.A. Information model of weight appearance of aircraft // Informatics and its applications. 2021. Vol. 15. Issue. 1.
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, September 27-29, 2021. - Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. - EDN YQZQVE.
5. Skobelev, S.I., Strelets, D.Y., Kuryanskii, M.K. et al. Digital platform for aircraft weight design. AS (2022). <https://doi.org/10.1007/s42401-022-00154-w>.
6. State Registration Certificate for Computer Program No. 2022614292 of Russian Federation. Service of calculation of MIX and DD of an empty unarmed aircraft: № 2022612541: application. 24.02.2022: publ. 18.03.2022 / S.A. Serebryanskiy, D.Yu. Strelets;

applicant - Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN HOBZOY.

7. State Registration Certificate for Computer Software No. 2021665695 Russian Federation. Aircraft Weight Model Service: No. 2021664792: applied for. 22/09/2021: publ. 30/09/2021 / S.A. Serebryanski, S.A. Kantimirov; applicant - Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN VEAPJP.

8. State Registration Certificate for Computer Program No. 2021665697, Russian Federation. Service for Synthesis and Analysis of Refueling and Exhaust Programs: no. 2021664887: advertisement. 22/09/2021: publ. 30/09/2021 / S.A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN NVSSAV.

9. State Registration Certificate for Computer Software No. 2021665785, Russian Federation. Client of service for synthesis and analysis of refueling and fuel production programs: no. 2021664794: application. 22/09/2021: publ. 01/10/2021 / S.A. Serebryansky, D.Yu. Strelets; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN RAYEEZ

Предиктивный анализ возможности регулярной эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолетов

Гостев А.В.¹, Кузнецов А.С.², Сафин Р.М.²

¹ МГТУ ГА, г. Москва, Россия,

² ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия,

На смену пассажирским сверхзвуковым самолетам первого поколения в ближайшем будущем придут конкурентоспособные сверхзвуковые пассажирские самолеты следующего поколения [1, 2]. Специалисты в авиационной отрасли, на основании накопленного опыта нашли частично удовлетворяющее решение следующих проблем возникающих проблем, при разработке таких самолетов, а именно: воздействие шума и звукового удара [3, 4], выбросы, влияющие на озоновый слой Земли, проблемы аэродинамического нагрева [5], трудности создания специальных технических условий для формирования сертификационного базиса.

Предиктивный анализ позволяет сделать вывод о том, что в 2025-2040 годах потенциальные заказчики смогут сформировать более 2500 заказов на сверхзвуковые пассажирские самолеты, поэтому предполагается рассмотреть ряд специфических проблем инженерно-технического обеспечения, с которыми может столкнуться эксплуатант при внедрении таких самолетов в свой парк [6, 7].

В данной работе описываются и рассматриваются проблемы, связанные с эксплуатацией сверхзвуковых пассажирских самолетов, выделенные на основе опыта и анализа эксплуатационной документации различных самолетов, в том числе Ту-144. Проблемы, возникающие при эксплуатации самолетов с дозвуковыми скоростями полета характерны и для сверхзвуковых самолетов, в свою очередь имеется и ряд специфических аспектов [8, 9]:

- особенности аэродромного обслуживания ввиду специфики внешнего облика самолета;
- проблемы технического обслуживания и ремонта, ввиду высокой плотности компоновки самолета;
- недостаточно высокий процесс унификации элементов функциональных систем, ввиду компоновочных особенностей;
- ограниченный перечень минимального *исправного оборудования* и отложенных дефектов по сравнению с дозвуковыми пассажирскими самолетами;
- сравнительно малая транспортная эффективность;
- высокая стоимость летного часа.

На основании выявленных проблем делается вывод о целесообразности использования сверхзвуковых пассажирских самолетов на регулярных рейсах, по сравнению с альтернативой использования такого типа самолетов в административной авиации.

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. 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.

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. 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.

5. Ширяев, А. В. Методы снижения температурного нагрева конструкции скоростного самолёта при длительном полёте / А. В. Ширяев // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 58-59. – EDN RLRLKI.

6. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, V. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // XIV International Scientific Conference "INTERAGROMASH 2021" : 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.

7. 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.

8. 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. – Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2014. – С. 605-608. – EDN TDHRUN.

9. 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. – EDN PJOIAQ.

Preliminary assessment of the possibilities of regular operation of supersonic passenger aircrafts

Gostev A.V.¹, Kuznetsov A.S.², Safin R.M.²

¹MSTU CA, Moscow, Russia,

²PJSC "Corporation "Irkut», Moscow, Russia,

In the near future, the first-generation supersonic passenger aircraft will be replaced by sophisticated supersonic passenger aircraft of the next generation [1, 2]. Aviation specialists have found a partially satisfactory solution to the following problems by using accumulated experience. These are the effects of noise and sonic boom, emissions affecting the ozone layer of the Earth, problems of aerodynamic heating, difficulties in creating special technical conditions for forming the basis of certification.

Preliminary analysis allows us to conclude that in 2025-2040 potential customers will form more than 2500 orders for supersonic passenger aircrafts. Thus, there are a of specific problems of engineering and technical support that the operators may face when introducing such aircraft into his fleet [3, 4].

We describe problems associated with the operation of supersonic passenger aircraft, identified on the basis of experience and analysis of operational documentation of various aircraft, including the Tupolev Tu-144. The problems that may arise during the operation of conventional aircraft are also characteristic of supersonic aircraft, in turn, also there are a number of specific difficulties [5]:

- features of ground handling due to the specific design of the aircraft;
- problems with maintenance and repair due to the small distance between the components of the systems;
- small proportion of the unification of the elements of functional systems, due to the features of the layout;
- limited equipment list and deferred item compared to subsonic passenger aircraft;
- relatively low transport efficiency;
- high cost of a flight hour.

Based on the identified problems, it is concluded that it is inappropriate to use supersonic passenger aircraft on regular flights, but there is an alternative to using this type of aircraft in administrative aviation.

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.
2. 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 . – Moscow, 2020. – P. 9247777. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247777. – EDN MZMRGJ.
3. 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.
- 4 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.
5. Popov, Yu. I. On the issue of ensuring the operational survivability of the aircraft airframe / Yu. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maysak // Handbook. Engineering magazine with application. - 2019. - No. 12 (273). - pp. 32-39.

Анализ проблем повреждения гражданских самолетов при наземном обслуживании и ремонте

Яблонский С.Н.¹, Гостев А.В.¹, Кузнецов А.С.²

¹ МГТУ ГА, г. Москва, Россия,

² ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия,

В процессе технического обслуживания и ремонта воздушных судов по причине человеческого фактора [1, 2] с определенной периодичностью возникают повреждения и отказы [3, 4].

Проблема принимает особенную актуальность из-за ограничения поставки компонентов иностранного производства и проблем, связанных с освоением отечественными компаниями производства и планирования расходования критических запасных частей [5, 6] в рамках импортозамещения. Также необходимо учесть факт того, что многие изделия зарубежной и отечественной техники имеют относительно низкую ремонтпригодность [7, 8]. Невозможность выполнения ремонта приводит к простоям воздушных судов в аэропортах. Совокупность этих факторов налагает на эксплуатанта дополнительные расходы.

В работе проведен анализ первичных статистических данных по обусловленным человеческим фактором событиям, сопровождавшимся повреждениями воздушных судов. Источником данных являются материалы расследований независимых инспекций.

По результатам анализа данных была предложена следующая классификация обусловленных человеческим фактором повреждений воздушных судов: повреждение при столкновении с машинами обслуживания; повреждение при рулении или буксировке; повреждение вследствие ошибки при проведении ремонта; повреждение вследствие ошибки при проведении технического обслуживания; повреждение вследствие ошибки специалистов по управлению воздушным движением; повреждение вследствие выполнения работ с горюче-смазочными материалами; повреждение перевозимым грузом или багажом. Отдельно детально рассмотрен класс типовых повреждений вследствие сознательного отступления от рабочих инструкций и неаккуратного исполнения работ авиационным персоналом.

Также в статье предложен комплекс мер по предотвращению обусловленных человеческим фактором повреждений 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.

2. Кузнецов А.С. Повышение безопасности авиaperевозок путем снижения ошибок персонала при обслуживании и эксплуатации гражданских самолетов / А.С. Кузнецов // XLVIII Гагаринские чтения 2022 : Сборник тезисов работ XLVIII Международной молодежной научной конференции, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 626-627.

3. 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.

4. Воробьев, В.В. Безопасность полетов гражданских воздушных судов: учебник / В.В. Воробьев, Л.Г. Большедворская, Б.В. Зубков [и др.]. – Москва: ИД Академии Жуковского, 2021. – 640 с.

5. 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.

6. 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. – Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2014. – С. 605-608. – EDN TDHRUN.

7. 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.

8. Стрелец, Д. Ю. Подход к управлению жизненным циклом изделия авиационной техники с использованием цифровых технологий / Д. Ю. Стрелец, С. А. Серебрянский, М. В. Шкурин // Управление развитием крупномасштабных систем MLSD'2019 : Материалы двенадцатой международной конференции Научное электронное издание, Москва, 01–03 октября 2019 года / Под общей ред. С.Н. Васильева, А.Д. Цвиркуна. – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2019. – С. 717-719. – DOI 10.25728/mlsd.2019.1.0717. – EDN XPFDHZ.

Analysis of the problem of damage to civil aircraft during ground handling and repair

Yablonsky S.N.¹, Gostev A.V.¹, Kuznetsov A.S.²

¹MSTU CA, Moscow, Russia,

²PJSC "Corporation "Irkut" , Moscow, Russia,

In the process of maintenance and repair of aircraft with a certain periodicity, damage and failures occur due to the human factor [1, 2, 3, 4].

The problem becomes particularly relevant due to the restriction of the supply of foreign-made components and problems associated with the development of production by domestic companies and planning the consumption of critical spare parts [5] as part of import substitution. It is also necessary to take into consideration that many components of foreign and domestic equipment have a low repairability. The inability to perform repairs leads to downtime of aircraft at airports. The combination of these factors imposes additional costs on the operator.

We have analyzed the primary statistical data on human-factor events accompanied by damage to aircraft. The source of data is the material of investigations of independent inspections.

Based on the results of the data analysis, the following classification of human factor damage to aircraft was proposed: damage in a collision with service vehicles; damage during taxiing or towing; damage due to mistakes in repair; damage due to mistakes in the conduct of maintenance; damage due to mistakes of air control specialists; damage due to work with fuels and lubricants; damage to the transported cargo or baggage. Separately, the class of typical damage due to a conscious deviation from the work instructions and inaccurate performance of work by aviation personnel is considered in detail.

The article also proposes a set of measures to prevent damage to aircraft caused by the human factor.

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.

2. Kuznetsov A.S. Increase safety of air transportation by reducing human errors in the maintenance and operation of civil aircraft / A.S. Kuznetsov // XLVIII Gagarin readings 2022: Collection of abstracts of XLVIII International Youth Scientific Conference, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 626-627.

3. Popov, Y. I. On the issue of operational survivability of airframe design / Y. I. Popov, S. A. Serebryansky, M. V. Maisak // Handbook. Engineering journal with appendix. - 2019. - № 12(273). - pp. 32-39.

4. Vorobyev V.V. Flight Safety of Civil Aircraft: Textbook / V.V. Vorobyov, L.G. Bolshedvorskaya, B.V. Zubkov [etc.]. - Moscow: Zhukovsky Academy Publishing House, 2021. - 640 с.

5. 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.

6. Korolenko V. V., Laznikov N. M., S. A. Serebryansky // Search of effective solutions in the process of creation and implementation of scientific developments in Russian aviation and rocket-space industry: International scientific-practical conference, Kazan, 05-08 August 2014. - Kazan: Kazan State Technical University Press, 2014. - pp. 605-608. - EDN TDHRUN.

7. Serebriansky, S. A. To the question of optimizing the stages of product life cycle / S. A. Serebriansky, A. V. Barabanov // Management of Large-Scale Systems Development (MLSD'2019): Proceedings of the Twelfth International Conference, Moscow, October 01-03, 2019 / Edited by S.N. Vasiliev, A.D. Tsvirkun. - Moscow: International Research Institute of Management Problems RAS, 2019. - pp. 770-776. - DOI 10.25728/mlsd.2019.2.0770. - EDN DNJTDT.

8. Strelets D. Yu. Approach to lifecycle management of aviation products using digital technologies / D. Yu. Strelets, S. A. Serebryansky, M. V. Shkurin // Management of large-scale systems development MLSD'2019: Materials of the twelfth international conference Scientific electronic publication, Moscow, 01-03 October 2019 / Ed. by S.N. Vasiliev, A.D. Tsvirkun. - Moscow: Trapeznikov Institute of Management Problems. V.A. Trapeznikov RAS, 2019. - pp. 717-719. - DOI 10.25728/mlsd.2019.1.0717. - EDN XPFDHZ.

Цифровая платформа весового проектирования летательных аппаратов

Гринев И.Л.¹, Стрельников Д.В.¹, Широков А.Н.¹, Кантимиров С.А.²

¹ ООО «УСТ», г. Москва, Россия, ² МАИ, г. Москва, Россия

Развитие технологий в авиационной промышленности приводит к необходимости широкого внедрения новых методов формирования информационно-технических систем для создания конкурентоспособных летательных аппаратов различного назначения [1, 2].

Актуальные задачи построения «цифровой экономики» требуют кардинального изменения сложившейся ситуации. Один из способов более глубокого участия специалистов авиакосмической отрасли в развитии автоматизированных средств проектирования состоит в использовании специализированных инструментальных средств программной разработки, которые позволяют пользователям, не являющимся ИТ-специалистами, самостоятельно разрабатывать и развивать различные программные сервисы, «бесшовно» и корректно интегрированные с корпоративными цифровыми платформами. В рамках проекта по созданию цифровой платформы весового проектирования летательных аппаратов (ЦП ВП ЛА) разработана и апробирована инструментальная подсистема для автоматизированной разработки прикладных сервисов [3, 4].

В данной работе показана важность технологической компоненты ЦП ВП ЛА, позволяющей оперативно создавать новые и модифицировать существующие

прикладные сервисы, является инструментарий, предназначенный для автоматизации разработки программ, в основе которого лежит принцип автоматической генерации программных кодов на основании формального описания программного проекта. В состав рассматриваемой цифровой платформы включаются средства, которые позволят создавать и модифицировать сервисы инженерам-конструкторам, не имеющим специальных навыков программирования.

Внедрение на предприятиях авиационной промышленности ЦП ВП ЛА позволит в значительной степени снизить механическую нагрузку на сотрудников подразделений весового проектирования и контроля, повысить оперативность и качество работы (за счёт минимизации человеческого фактора), снизить зависимость предприятий от применяемой CAD/PDM системы, повысить качество конструкторской и технологической документации.

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. Кантимиров С. А. Весовое проектирование летательного аппарата на цифровой платформе в едином информационном пространстве жизненного цикла изделия / С. А. Кантимиров, С. А. Серебрянский // 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. 1151-1161. DOI 10.25728/2486.2021.63.53.001. EDN ZLYWZK.

3. Вышинский Л.Л., Флёров Ю.А., Широков Н.И. Автоматизированная система весового проектирования самолетов. // Информатика и ее применение. 2018, Т.12, Вып. 1, С. 18-30. DOI: 10.14357/19922264180103

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.

Digital platform for weight-based aircraft design

Grinev I.L.¹, Strelnikov D.V.¹, Shirokov A.N.¹, Kantimirov S.A.²

¹ UST LLC, Moscow, Russia, ² MAI, Moscow, Russia

The development of technology in the aviation industry leads to the need for the widespread introduction of new methods for the formation of information and technical systems for the creation of competitive aircraft for various purposes [1].

The urgent tasks of building a "digital economy" require a radical change in the current situation. One way for aerospace professionals to become more deeply involved in the development of automated design tools is to use specialized software development tools that allow non-IT users to independently design and develop various software services that are "seamlessly" and correctly integrated with enterprise digital platforms. As part of the project on the creation of a digital platform for the weighted design of aircrafts (DP WD), a tool subsystem for automated development of application services has been developed and tested [2, 3].

This paper demonstrates the importance of the technological component of the DP WD aircrafts, which allows you to quickly create new and modify existing application services, is a toolkit designed to automate program development, based on the principle of automatic generation of program codes based on the formal description of the software project. The

digital platform under consideration includes tools that will allow design engineers with no special programming skills to create and modify services.

The introduction of the DP WD aircrafts at the enterprises of the aviation industry will significantly reduce the mechanical load on the employees of the weight design and control departments, improve efficiency and quality of work (by minimizing the human factor), reduce the dependence of enterprises on the CAD/PDM system used, improve the quality of design and technological documentation.

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. 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. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

3. Vyshinsky L.L., Flyorov Yu.A., Shirokov N.I. Automated system of weight design of aircraft. // Informatics and its applications. 2018, Vol. 12, Issue. 1, p. 18-30. DOI: 10.14357/19922264180103

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 October 2019 года. – Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2019. – P. 8911020. – DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. – EDN VGFYJT.

Параметрический анализ проектных характеристик сверхзвуковых пассажирских самолётов

Духновский Д.А.¹, Лобковский И.И.¹, Стрелец Д.Ю.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе приводится описание метода расчёта основных проектных характеристик сверхзвуковых пассажирских самолётов. Исследование проектных характеристик самолётов является актуальной задачей [1]. Метод основан на алгоритмизации расчётов, проводимых на этапе предварительного проектирования с целью выявления оптимального размерно – весового облика самолёта. Он реализован в виде программного комплекса и предназначен для расчёта характеристик самолётов с трапециевидным крылом малого и умеренного удлинения с фюзеляжем круглого поперечного сечения и несущим фюзеляжем и с двигателями, размещёнными на фюзеляже. В докладе описывается блок – схема расчётов, представляющая взаимосвязь и расчёт основных проектных характеристик – геометрии общего вида самолёта [2], его аэродинамических [3, 4, 5, 6] и траекторных характеристик [7], модуля определения основных проектных параметров (нагрузки на крыло и взлётной тяговооружённости), весовых характеристик [8, 9] и характеристик внутренней компоновки самолёта, его весовой балансировки и центровки [10]. Для определения оптимальных значений проектных параметров и геометрических характеристик самолёта используется модуль стандартных программ, включающий алгоритм оптимизации методом градиентного спуска. На примере решения конкретной проектной задачи раскрывается функционирование и распределение информационных потоков между блоками данного алгоритма.

На основании разработанного метода представлен анализ расчёта базовой модели сверхзвукового пассажирского самолёта:

- приводятся расчёты при вариации характеристик траектории (с различными участками разгона и параметрами крейсерского режима). Расчёты проводились для компоновок с 20 и 48 пассажирами;

- анализируется влияние геометрических характеристик крыла (угла стреловидности по передней кромке и относительной толщины профиля), а также экранного эффекта на взлётно - посадочных режимах на проектные характеристики самолёта.

- приведён анализ размерно - весовых характеристик самолёта при вариации дальности полёта.

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. Определение основных геометрических характеристик отсека самолёта с использованием метода “дискриминант” / Лобковский И.И. // Вопросы проектирования самолётов. Под. Ред. С.М. Егера. Москва. 1980. С. 43-49.

3. Kozelkov A. S. et al. Application of Mathematical Modeling to Study Near-Field Pressure Pulsations of a Near-Future Prototype Supersonic Business Aircraft //Journal of Aerospace Engineering. – 2022. – Т. 35. – №. 1. – С. 04021120.

4. Kozelkov A. S., Struchkov A. V., Strelets D. Y. Two Methods to Improve the Efficiency of Supersonic Flow Simulation on Unstructured Grids //Fluids. – 2022. – Т. 7. – №. 4. – С. 136.

5. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов. Под редакцией Г.С. Бюшгенса. Москва. Наука. Физматлит. 1998.

6. Curry R. E., Owens L. R. Ground-effect characteristics of the Tu-144 supersonic transport airplane //NASA TM. – 2003. – Т. 212035. – С. 2003.

7. К вопросу об определении лётно - технических характеристик самолёта / Лобковский И.И. // Вопросы проектирования самолётов. Под. Ред. С.М. Егера. Москва. 1979. С. 39-43

8. Клиент сервиса весовой модели летательного аппарата. Стрелец Д.Ю. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ 2021665696, 30.09.2021. Заявка № 2021664790 от 22.09.2021.

9. Korovkin V. et al. CONCEPT OF PROTOTYPE OF NEAR-TERM SUPERSONIC COMMERCIAL AIRCRAFT WITH DERIVATIVE ENGINES BASED ON EXISTING CORES //24th International Society of Air Breathing Engines-ISABE2019. – 2019. – С. 24002-24002.

10. 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.

Parametric analysis of design characteristics of supersonic passenger aircraft

Dukhnovskiy D.A.¹, Lobkovskiy I.I.¹, Strelets D.Yu.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report provides a description of the method for calculating the main design characteristics of supersonic passenger aircraft. The study of the design characteristics of aircraft is an urgent task [1]. The method is based on the algorithmization of calculations carried out at the stage of preliminary design in order to identify the optimal size and weight of the aircraft. For the practical use of this method, a software package was developed. The

method is designed to calculate the characteristics of aircraft with a trapezoidal wing of small and moderate elongation with a fuselage of a circular cross section and a load-bearing fuselage and with engines located on the fuselage. The report describes a block-scheme of calculations that represents the relationship and calculation of the main design characteristics - the geometry of the general view of the aircraft [2], its aerodynamic [3, 4, 5, 6] and trajectory characteristics [7], the module for determining the main design characteristics (take-off weight - wing area ratio and take-off thrust-weight ratio), weight characteristics [8, 9] and the characteristics of the internal layout of the aircraft, its weight balancing and centering [10]. To determine the optimal values of the design parameters and geometric characteristics of the aircraft, a module of standard programs is used, which includes the algorithm of optimization with the gradient descent method. Using the example of solving a specific design problem, the functioning and distribution of information flows between the blocks of this algorithm are revealed.

Based on the developed method, an analysis of the calculation of the basic model of a supersonic passenger aircraft is presented:

- calculations are given for varying trajectory characteristics (with different acceleration parts and cruising parameters). Calculations are performed for layouts with 20 and 48 passengers;

- the influence of the geometric characteristics of the wing (the leading edge sweep angle and the relative thickness of the airfoil), as well as the ground effect in takeoff and landing modes on the design characteristics of the aircraft, is analyzed.

- an analysis of the dimensional and weight characteristics of the aircraft with a variation in the flight range is given.

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. Determination of the main geometric characteristics of the aircraft compartment using the “discriminant” method. / Lobkovskiy I.I. // Aircraft design issues. Under. Ed. C.M. EGER. Moscow. 1980. p. 44-49.

3. Application of mathematical modeling to study near-field pressure pulsations of a near-future prototype supersonic business aircraft. Kozelkov A.S., Strelets D.Y., Sokuler M.S., Arifullin R.H. Journal of Aerospace Engineering. 2022. T. 35. № 1. C. 04021120.

4. Two methods to improve the efficiency of supersonic flow simulation on unstructured grids. Kozelkov A.S., Struchkov A.V., Strelets D.Y. Fluids. 2022. T. 7. № 4.

5. Aerodynamic, stability and controllability of supersonic aircrafts. Under editorship of G.S. Bushgen. Moscow. Nauka. Fizmatlit. 1998

6. Curry, Robert E., and Lewis R. Owens. "Ground-effect characteristics of the Tu-144 supersonic transport airplane." NASA TM 212035 (2003): 2003.

7. On the issue of determining the flight performance of an aircraft / Lobkovskiy I.I. // Aircraft design issues. Under. Ed. C.M. EGER. Moscow. 1979. p. 39-43.

8. Client of the service of the weight model aircraft weight model. STRELETS D.Y. Certificate of registration of the computer program 2021665696, 09/30/2021. Application No. 2021664790 dated 09/22/2021.

9. Concept of prototype of near-term supersonic commercial aircraft with derivative engines based on existing cores. Korovkin V., Evstigneev A., Makarov V., Strelets D., Shevelev O., Kopiev V., Belyaev I. In issue: 24th International Society of Air Breathing Engines - ISABE2019. 2019. C. 24002.

10. Service for calculation OF MIX and CG of an empty equipped LA. Serebryansky S.A., Strelets D.Y. Certificate of registration of the computer program 2022614292, 18.03.2022. Application No. 2022612541 dated February 24, 2022. – EDN HOBZOY.

Анализ конкурентных преимуществ перспективных космических транспортных систем на рынке космических услуг транспортно-технического обслуживания орбитальных комплексов

Верховский И.Н.¹, Гязова М.М.², Закатаев Н.С.²

¹МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва, Россия

²МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем исследовании приведены результаты анализа технико-технологических возможностей и конкурентных преимуществ применения многоразового грузового космического аппарата класса «несущий корпус» для транспортно-технического обслуживания орбитальных комплексов на низкой околоземной орбите.

1. Проведен сравнительный анализ технико-эксплуатационных параметров, применяемых в настоящее время в мировой практике и разрабатываемых возвращаемых грузовых космических аппаратов для транспортно-технического обслуживания орбитальных комплексов [1, 2, 3, 4, 5, 7].

2. Проведен анализ перспективных технико-технологических и эксплуатационных свойств космических транспортных систем за счет возможностей применения многоразового ракетного блока I ступени ракеты-носителя, многоразового использования грузового космического аппарата, увеличения грузопотока на рынке космических услуг, сокращения длительности интервалов межполетного обслуживания ракетного блока и грузового космического аппарата, которые в комплексе могут обеспечить экономическую эффективность и высокие конкурентные преимущества компаниям, оказывающим услуги транспортно-технического обслуживания орбитальных комплексов на мировом рынке [1, 6, 7].

Литература

1. Елисеев А. Н., Миненко В.Е., Якушев А.Г., Агафонов Д.Н. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус» // Наука и образование. Электронный журнал – МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2015. – №10. – С. 88–125

2. Tumino Giorgio The IXV Development Status and Perspectives. 7th European Workshop on TPS-HS, Noordwijk (NL), 8th April 2013. – P. 1-27 [Electronic resource] URL: <https://forum.nasaspaceflight.com>

3. IXV (Intermediate eXperimental Vehicle) [Electronic resource] URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-article/ixv#references>

4.. Dream Chaser the Ultimate Space Vehicle [Electronic resource] URL: <https://www.sierraspace.com/space-transportation/dream-chaser-spaceplane/>

5. Viviani A, Pezzella G, Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of Space Mission Vehicles, Springer, 2015, p. 918

6. Советкин Ю.А., Щербина Д.В. Оценка технико-экономической эффективности разработки ракет-носителей с многоразовыми блоками первых ступеней // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). - 2010. - №1. - С. 91 -96

7. Миненко В.Е., Семенов А.Н., Шиляева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус». Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/862.html>

Analysis of the competitive advantages of promising space transport systems in the market of space services for transport and maintenance of orbital complexes

Verkhovsky I.N.¹, Gyazova M.M.², Zakataev N.S.²

¹BMSTU, Moscow, Russia

²MAI, Moscow, Russia

This study presents the results of an analysis of the technical and technological capabilities and competitive advantages of using a reusable cargo spacecraft of the "bearing body" class for the transport and maintenance of orbital complexes in low Earth orbit.

1. A comparative analysis of the technical and operational parameters of currently used in world practice and developed returnable cargo spacecraft for the transport and maintenance of orbital complexes has been carried out [1, 2, 3, 4, 5, 7].

2. An analysis of the promising technical, technological and operational properties of space transport systems was carried out due to the possibility of using a reusable rocket block of the first stage of a launch vehicle, the reusable use of a cargo spacecraft, increasing cargo traffic in the space services market, reducing the duration of inter-flight maintenance intervals of the rocket block and cargo space vehicles, which together can provide economic efficiency and high competitive advantages to companies providing transport and maintenance services for orbital complexes in the world market [1, 6, 7].

References

1. Eliseev A.N., Minenko V.E., Yakushev A.G., Agafonov D.N. Design, aerodynamic and thermobalistic analysis of the "load-carrying body" descent vehicle // Science and Education. Electron. zhurn. – MSTU im. N.E. Bauman. – 2015. – No. 10. – P. 88–125

2. Tumino Giorgio The IXV Development Status and Perspectives. 7th European Workshop on TPS-HS, Noordwijk (NL), 8th April 2013. – P. 1-27 [Electronic resource] URL: <https://forum.nasaspaceflight.com> >

3. IXV (Intermediate eXperimental Vehicle) [Electronic resource] URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/ixv#references>

4. Dream Chaser the Ultimate Space Vehicle [Electronic resource] URL:

<https://www.sierraspace.com/space-transportation/dream-chaser-spaceplane/>

5. Viviani A, Pezzella G, Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of Space Mission Vehicles, Springer, 2015, p. 918

6. Sovetkin Yu.A., Shcherbina D.V. Assessment of the technical and economic efficiency of the development of launch vehicles with reusable blocks of the first stages // Bulletin of Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolev (National Research University). - 2010. - No. 1. - p. 91 -96

7. Minenko V.E., Semenenko A.N., Shilyaeva E.N. Design features of descent vehicles of the class "bearing body". Engineering Journal: Science and Innovation, 2013, issue 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/862.html>

Алгоритм разработки методики по выполнению требований международного стандарта системы менеджмента качества EN 9100-2018 для выполнения НИОКР по проектированию и разработке авиационных систем и агрегатов

Зинина А.И.¹, Денискина А.Р.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен алгоритм разработки методики по выполнению требований международного стандарта системы менеджмента качества EN 9100-2018 для реализации конкретных проектов по проектированию и разработке авиационных систем и агрегатов [1]. Данная задача является актуальной так как необходимо понимание того, как выполнять требования и в какой последовательности, на какой раздел стандарта обратить внимание в первую очередь, на какие требования

сконцентрировать особое внимание и уделить больше времени, какие методики, техники, приемы, правила использовать для успешной реализации НИОКР [2, 3].

В рамках работы выполняются следующие задачи:

- Анализ существующих методик работы с стандартами серии ISO 9000. Выявление плюсов и минусов существующих методик;
- Формирование комплекса процессов, необходимых для проектирования и разработки авиационных систем и агрегатов. (Анализ планирования, операционной и обеспечивающей деятельности, анализ оценивания и улучшения деятельности);
- Определение внутренних и внешних факторов, влияющих на выполнение НИОКР;
- Выполнение анализа по градации требований стандарта EN 9100-2018 на обязательные и рекомендуемые;
- Выполнить анализ рекомендуемых требований на применимость для НИОКР по проектированию и разработке авиационных систем и агрегатов.
- Комплексование требований стандарта и процессов НИОКР.

Неоспоримым фактом является то, что при выполнении НИОКР с применением системы менеджмента качества по требованиям стандарта EN 9100-2018 существенно повышается качество работы, и, как следствие, исполнители занимают лидирующие позиции на рынке авиастроения и имеют высокую конкурентоспособность. Получение сертификата соответствия подтверждает, что организация может участвовать в международной кооперации среди авиационных производителей и способна обеспечивать высокое качество изготавливаемой авиационной техники.

Литература

1. Šolc, M. Quality management in the aviation industry (2014) Transport Means - Proceedings of the International Conference, 2014-January, pp. 71-74.
2. Martin Hirsch. Industrial Aviation Management: A Primer in European Design, Production and Maintenance Organisations, 2018, Springer.
3. Mercedes Grijalvo, Bárbara Sanz-Samalea. Exploring EN 9100: current key results and future opportunities - a study in the Spanish aerospace industry // Economic Research-Ekonomiska Istraživanja. 2021. VOL. 34. NO. 1. pp. 2712—2728. DOI: 10.1080/1331677X.2020.1838312

Algorithm for developing a methodology for meeting the requirements of the international quality management system standard EN 9100-2018 for performing R&D in the design and development of aviation systems and assemblies

Zinina A.I.¹, Deniskina A.R.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report presents an algorithm for developing a methodology for meeting the requirements of the international quality management system standard EN 9100-2018 for the implementation of specific projects for the design and development of aviation systems and assemblies [1]. This task is relevant because it is necessary to understand how to fulfill the requirements and in what sequence, which section of the standard to pay attention to in the first place, which requirements to focus on and pay special attention to more time, what methods, techniques, techniques, rules to use for the successful implementation of R&D [2, 3].

As part of the work, the following tasks are performed:

- Analysis of existing methods of working with ISO 9000 series standards. Identification of the pros and cons of existing methods.
- Formation of a set of processes required for the design and development of aviation systems and units. (Analysis of planning, operating and supporting activities, analysis of evaluation and improvement of activities).
- Identification of internal and external factors influencing R&D performance.

- Performing an analysis of the gradation of the requirements of the EN 9100-2018 standard into mandatory and recommended.
- Perform an analysis of the recommended requirements for applicability for R&D in the design and development of aircraft systems and assemblies.
- Combining the requirements of the standard and R&D processes.

This indisputable fact that when performing R&D using a quality management system in accordance with the requirements of EN 9100-2018, the quality of work is significantly improved, and, as a result, performers occupy a leading position in the market aircraft industry and are highly competitive. Obtaining a certificate of conformity confirms that the organization can participate in international cooperation among aircraft manufacturers and is able to ensure the high quality of manufactured aircraft.

References

1. Vasiliev S.L., Artemiev A.V., Bakulin V.N., Yurgenson S.A. Sample Control by Computational X-ray Tomography under Load. Flaw detection. 2016, No. 5, p.52-61.
2. S. L. Vasilev, A. V. Artemev, V. N. Bakulin, and S. A. Yurgenson. Testing Loaded Samples Using X-Ray Computed Tomography. published in Defektoskopiya, 2016, No. 5, pp. 63-73.
3. Artimiev A.V., Bakulin V.N. Experimental determination of the mass efficiency of gluemechanical metal-compose joints. Collection of Composite Mechanics and Structures, Complex and Heterogeneous Media (to the 95th anniversary of the birth of Academician I.F. Obraztsov). Moscow, December 15-17, 2015. M.: IAM RAS. 2015. p. 29-32.

Методика формирования цепей Маркова на основе моделей распространения отказов в системах летательного аппарата

Константинов И.А.¹, Балашов Ю.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день анализ безопасности воздушного судна является наиболее приоритетным направлением в авиационной отрасли в виду стремительно растущего числа систем, их сложности и взаимной интеграции друг в друга.

Согласно действующей нормативной документации, предполагается использование нескольких методик для оценки безопасности летательного аппарата (далее – ЛА) и его систем, среди которых: FFBD диаграммы, деревья отказов и Марковские цепи. Каждый из этих методов имеет как свои преимущества, так и свои недостатки [1].

Процесс анализа безопасности системы ЛА является тем сложнее, чем сложнее исследуемая система и количество связей между ее элементами [2]. Если у системы существует большое количество всевозможных состояний и она реализовывает большое количество функций, то использование первых двух методов для оценки безопасности достаточно затруднительно. Это связано с тем, что в методах FFBD диаграмм и деревьях отказов для проведения анализа предполагается использование группы экспертов. Однако объем информации и множество различных состояний не могут быть оценены без должной информационной системы [3]. Дерево отказа в свою очередь может быть построено автоматически на основе функциональной модели авиационной системы, но каждое конкретное дерево будет описывать только одну функцию верхнего уровня. В результате требуемое количество деревьев отказов должно быть не меньше количества функций, которая реализует данная система [4, 5]. Всех этих недостатков лишен Марковский анализ, который на сегодняшний день, с учетом сложности авиационных систем, является более универсальным инструментом оценки безопасности ЛА.

Недостатком Марковского метода в анализе безопасности систем ЛА можно считать высокую сложность построения моделей и наличие более существенных

вычислительных мощностей для решения полученных систем дифференциальных уравнений.

В настоящем докладе дается качественная оценка безопасности систем ЛА на основе цепей Маркова (граф состояний), а также сравнительный анализ и обзор как существующих методов, так и инструментов для оценки безопасности ЛА и его систем.

Литература

1. РУКОВОДСТВО 4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации, глава F, 2010.

2. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems ARP4754A, 2010г.

3. Резчиков А.Ф., Кушников В.А., Хуртин Д.Н. Вероятностный анализ безопасности самолета ИЛ-76ТД. Компьютерные науки и информационные технологии, Материалы Международной научной конференции, Саратов 2012г.

4. Фам Суан Чыонг. Анализ безопасности функционирования систем летательных аппаратов при воздействии дестабилизирующих факторов, автореферат диссертации, Москва 2013г.

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.

Markov Chain Formation Method Based on Failure Propagation Models in Aircraft Systems

Konstantinov I.A.¹, Balashov Y.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Today, aircraft safety analysis is the highest priority in the aviation industry due to the rapidly growing number of systems, their complexity and mutual integration into each other.

According to the current regulatory documentation, it is supposed to use several methods for assessing the safety of an aircraft (hereinafter referred to as the aircraft) and its systems, including: FFBD diagrams, fault trees and Markov chains. Each of these methods has both its advantages and disadvantages [1].

The process of analyzing the safety of an aircraft system is the more difficult, the more complex the system under study and the number of connections between its elements [2]. If the system has a large number of possible states and it implements a large number of functions, then the use of the first two methods for assessing security is rather difficult. This is due to the fact that in the methods of FFBD diagrams and fault trees, a group of experts is supposed to be used for analysis. However, the amount of information and many different states cannot be assessed without a proper information system [3]. The failure tree, in turn, can be built automatically based on the functional model of the aviation system, but each specific tree will describe only one top-level function. As a result, the required number of fault trees must be no less than the number of functions that the system implements [4, 5]. Markov analysis is deprived of all these shortcomings, which today, taking into account the complexity of aviation systems, is a more universal tool for assessing aircraft safety.

The disadvantage of the Markov method in the analysis of the safety of aircraft systems can be considered the high complexity of building models and the availability of more significant computing power for solving the resulting systems of differential equations.

This report provides a qualitative assessment of the safety of aircraft systems based on Markov chains (state graph), as well as a comparative analysis and review of both existing methods and tools for assessing the safety of aircraft and its systems.

References

1. MANUAL 4761 on Safety Assessment Methods for Civil Aviation Aircraft Systems and Equipment, Chapter F, 2010.

2. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems ARP4754A, 2010

3. Rezchikov A.F., Kushnikov V.A., Khurtin D.N. Probabilistic analysis of the safety of the IL-76TD aircraft. Computer Science and Information Technology, Proceedings of the International Scientific Conference, Saratov 2012.

4. Pham Suan Truong. Analysis of the safety of the functioning of aircraft systems under the influence of destabilizing factors, dissertation abstract, Moscow 2013.

5. 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.

Принятие управленческих решений при организации процессов сервиса и послепродажного обслуживания авиационной техники

Корчагин А.А.¹, Денискин Ю.И.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Повышение качества оказания услуг сервиса и послепродажного обслуживания (ППО) авиационной техники является актуальной задачей.

Для эффективной организации процессов обслуживания воздушных судов, сокращения времени и затрат на оказание сервисных услуг необходимо не только обеспечить взаимодействие и коммуникацию подразделений сервисных организаций в едином цифровом пространстве, но и сократить время на принятие управленческих решений на всех этапах жизненного цикла авиационной техники.

В докладе рассматривается предлагаемая авторами методология принятия управленческих решений на базе модели управления программой Stage-Gate [1] и методов имитационного моделирования [2], которая позволит синхронизировать все процессы и оперативно осуществлять контроль за организацией системы сервиса и ППО в едином информационном пространстве.

Основой предлагаемой методологии является формализация последовательности действий, позволяющих принимать решения о готовности перехода на следующий этап процесса сервиса и ППО в зависимости от статуса работ, выполняемых на различных гейтах:

1. Построение структурной модели системы сервиса и ППО на гейте N.
2. Формирование перечня исходных данных по различным бизнес-процессам для модели сервиса и ППО в методологии Stage-Gate на гейте N.
3. Сбор исходных данных для проведения имитационного моделирования процесса сервиса и ППО на гейте N.
4. Проведение имитационного моделирования сервиса и ППО на гейт N.
5. Анализ результатов моделирования и принятие решений о запуске работ на гейт N.
6. Выполнение задач по бизнес-процессу сервиса и ППО на гейт N.
7. Принятие решений о переходе на следующий гейт (N+1) или доработке проекта по процессу сервиса и ППО на гейте N.

На базе предлагаемой методологии разрабатывается программное обеспечение, которое позволит руководителям авиационных программ отслеживать организацию процесса сервиса и послепродажного обслуживания в режиме реального времени, что значительно сократит время на принятие управленческих решений.

Литература

1. Cooper, R.G. Perspective: The Stage-Gate® Idea-to-Launch Process – Update, What’s New, and NexGen Systems / R.G. Cooper // Journal of Product Innovation Management. – 2008. – №25 (3). – P. 213-232.

2. Simulation as a Tool for Continuous Process Improvement / M. Adams, P. Companation, H. Czarnecki, B. Schroer // Winter Simulation Conference. – 1999. – P. 766-773.

Management decision-making in organizing the aviation maintenance and after-sales services processes

Korchagin A.A.¹, Deniskin Y.I.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

Improving the quality of aviation maintenance and after-sales services is an urgent task.

In order to effectively organize aircraft maintenance processes and reduce the maintenance time and costs, it is necessary not only to ensure the interaction and communication of service organization departments in a unified digital network, but also to reduce the time for management decision-making at all aircraft's life-cycle stages.

The report discusses the methodology proposed by the authors for making management decisions based on the Stage-Gate program management model [1] and simulation methods [2], which will allow synchronizing all processes and quickly monitoring the organization of maintenance and after-sales services system in a unified information network.

The basis of the proposed methodology is the formalization of the actions sequence that allow making decisions about the readiness to move to the next stage, depending on the status of maintenance work performed at various gates:

1. Building a structural aircraft's maintenance model at gate N;
2. Formation of an initial data list for the maintenance model in the Stage-Gate methodology on gate N;
3. Collection of initial data for maintenance process simulation at gate N;
4. Carrying out the maintenance process simulation at gate N;
5. Analysis of simulation results and decision-making on the start of work at gate N;
6. Performing maintenance and after-sales services tasks at gate N;
7. Making decisions on moving to the next gate (N+1) / finalizing the project at gate N.

On the basis of the proposed methodology, software is being developed that will allow aviation program managers to monitor the organization of the maintenance and after-sales services process in real time, which will significantly reduce the time for making management decisions.

References

1. Cooper R.G., Perspective: The Stage-Gate® Idea-to-Launch Process—Update, What's New, and NexGen Systems, Journal of Product Innovation Management, №25(3), 2008, С. 213-232.

2. M. Adams, P. Companation, H. Czarnecki, B. Schroer, "Simulation as a tool for continuous process improvement", Winter Simulation Conference, 1999, pp.766-773.

Проблемы проектирования сверхзвукового делового самолета с учетом требований по шуму в салоне

Мошков П.А.¹, Стрелец Д.Ю.¹, Лавров В.Н.²

¹ МАИ, г. Москва, Россия

² Филиал Региональные самолеты, г. Москва, Россия

Актуальность проблемы проектирования сверхзвукового делового самолета с учетом экологических требований не вызывает сомнений. Под экологическими требованиями понимается обеспечение низкого уровня звукового удара (65 дБА) [1, 2], возможность удовлетворения самолета требованиям Главы 14 стандарта ИКАО по шуму на местности [3], а также обеспечение требуемого уровня акустического комфорта пассажиров и членов экипажа [4].

В настоящем докладе рассмотрены аспекты проектирования сверхзвукового делового самолета с точки зрения обеспечения требуемого конкурентного уровня шума в салоне самолета. Предложена концепция выполнения работ от Gate 0 «предварительный анализ» до Gate 6 «летные испытания и сертификация», необходимых для достижения целевых показателей по шуму в салоне. Концепция

учитывает следующие факторы, влияющие на уровни шума в салоне самолета. Это широкое применение композиционных материалов в конструкции, отсутствие иллюминаторов и лобового остекления кабины экипажа, а также обеспечение дозвуковой скорости истечения струи двигателя на крейсерском режиме полета и др.

Под целевыми показателями по шуму в салоне следует понимать не превышение суммарного взвешенного по шкале А стандартного шумомера уровня звукового давления в диапазоне среднегеометрических октавных полос частот 31,5-8000 Гц заданной величины на режиме крейсерского прямолинейного полета. В кабине экипажа и по длине салона этот параметр не должен превышать 75 дБА (предельный спектр (ПС)-70). К кабине экипажа дополнительно предъявляется требование достижения индекса передачи речи более 0,75, обеспечивающего разборчивость речи при записи звуковой информации на ненаправленный микрофон бортового регистратора с оценкой «отлично».

Проанализированы доступные публикации по шуму в салоне и полям пульсаций давления на поверхности фюзеляжа летающей лаборатории ТУ-144ЛЛ [5, 6].

Литература

1. Kozelkov A.S., Strelets D.Y., Sokuler M.S., Arifullin R.H. Application of Mathematical Modeling to Study Near-Field Pressure Pulsations of a Near-Future Prototype Supersonic Business Aircraft // *Journal of Aerospace Engineering*. 2022. Vol. 35. No. 1. 04021120

2. Bashkirov I.G., Gorbovsyoy V.S., Kazhan A.V., Kazhan V.G., Chernyshev S.L. Analysis of the influence of wave spectral structure on the sonic boom loudness of the NASA X-59 low boom demonstrator 2021 // 12th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering. ICMAE 2021. 2021. pp. 348–353.

3. Kopiev V.F., Belyaev I.V., Dunaevsky A.I., Poukhov A.A., Trofimovsky I.L. On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noise Requirements Using Existing Technologies // *Aerospace*. 2022. Vol. 9. No. 4. 187.

4. Kuznetsov, K., Lavrov, V., Moshkov, P., Rubanovsky, V. Designing of RRJ-95NEW-100 aircraft with regard to cabin noise requirements // *Akustika*, 2021, 41, pp. 36–41.

5. Rizzi S.A., Rackl R.G., Andrianov E.V. Flight Test Measurements From The Tu-144LL Structure/Cabin Noise Follow-On Experiment // NASA/TM-2000-209859. 102 p.

6. Efimtsov B., Golubev A., Rizzi S., Andersson A., Rackl R., Andrianov E. Influence of Small Steps on Wall Pressure Fluctuation Spectra Measured on Tu-144LL Flying Laboratory // 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. 2002. AIAA Paper 2002-2605.

Problems of a supersonic business aircraft design with regard to cabin noise requirements

Moshkov P.A.¹, Strelets D.Yu.¹, Lavrov V.N.²

¹MAI, Moscow, Russia

²IRKUT Corporation Regional Aircraft, Moscow, Russia

The relevance of the problem of designing a supersonic business aircraft taking into account environmental requirements is beyond doubt. Environmental requirements are understood as ensuring a low level of sonic boom loudness (65 dBA) [1, 2], the ability of the aircraft to meet the requirements of Chapter 14 of the ICAO standard on community noise [3], as well as ensuring the required level of acoustic comfort for passengers and crew members [4].

This report examines aspects of designing a supersonic business aircraft from the point of view of ensuring the required competitive noise level in the cabin. The concept of performing works from Gate 0 "preliminary analysis" to Gate 6 "flight tests and certification", necessary to achieve the noise targets in the cabin, is proposed. The concept takes into account the following factors affecting noise levels in the cabin. When developing the

concept, factors affecting noise levels in the cabin are taken into account. These are the widespread use of composite materials in the design, the absence of windows, as well as the providing subsonic velocity of the engine jet in cruising flight condition, etc.

The target indicators for cabin noise should be understood as not exceeding the A-weighted overall sound pressure level in the range of the average geometric octave frequency bands 31.5-8000 Hz of a given value in the mode of cruising level flight. In the cockpit and passenger cabin, this parameter should not exceed 75 dBA (limitary spectrum (LS)-70). The cockpit is additionally required to achieve a speech transmission index (STI) of more than 0.75, which ensures speech intelligibility when recording audio information on a non-directional microphone of the onboard recorder with an excellent rating.

The available publications on noise in the cabin and pressure pulsation fields on the fuselage surface of the TU-144LL flying laboratory are analyzed [5, 6].

References:

1. Kozelkov A.S., Strelets D.Y., Sokuler M.S., Arifullin R.H. Application of Mathematical Modeling to Study Near-Field Pressure Pulsations of a Near-Future Prototype Supersonic Business Aircraft. *Journal of Aerospace Engineering*. 2022. Vol. 35. No. 1. 04021120

2. Bashkirov I.G., Gorbovskoy V.S., Kazhan A.V., Kazhan V.G., Chernyshev S.L. Analysis of the influence of wave spectral structure on the sonic boom loudness of the NASA X-59 low boom demonstrator 2021. 12th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering. ICMAE 2021. 2021. pp. 348–353.

3. Kopiev V.F., Belyaev I.V., Dunaevsky A.I., Poukhov A.A., Trofimovsky I.L. On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noise Requirements Using Existing Technologies. *Aerospace*. 2022. Vol. 9. No. 4. 187.

4. Kuznetsov K., Lavrov V., Moshkov P., Rubanovsky V. Designing of RRJ-95NEW-100 aircraft with regard to cabin noise requirements. *Akustika*, 2021, 41, pp. 36–41.

5. Rizzi S.A., Rackl R.G., Andrianov E.V. Flight Test Measurements From The Tu-144LL Structure/Cabin Noise Follow-On Experiment. NASA/TM-2000-209859. 102 p.

6. Efimtsov B., Golubev A., Rizzi S., Andersson A., Rackl R., Andrianov E. Influence of Small Steps on Wall Pressure Fluctuation Spectra Measured on Tu-144LL Flying Laboratory. 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. 2002. AIAA Paper 2002-2605.

Анализ требований к интегрированной логистической поддержке беспилотных авиационных систем

Настас Г.Н.¹, Смолин А.Л.¹, Трофимчук М.В.²

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

² ВУНЦ ВВС, г. Воронеж, Россия

В статье приводится аналитический обзор требований к интегрированной логистической поддержке (ИЛП) беспилотных авиационных систем (БАС), как одной из целей информационной поддержки жизненного цикла изделия (ИПИ).

Одним из важных потребительских параметров БАС, как любого сложного конкурентоспособного [1] наукоемкого изделия, является величина затрат на поддержку его жизненного цикла (ЖЦ). Она складывается из затрат на разработку и производство БАС, а также затрат на ввод его в действие, эксплуатацию и поддержание его в работоспособном состоянии. Сокращение затрат на поддержку ЖЦ изделия – одна из целей концепции ИПИ. Комплекс управленческих мероприятий, направленных на сокращение этих затрат, объединяют понятием «интегрированная логистическая поддержка».

В настоящее время ИЛП [2] является одним из ключевых понятий ИПИ и, более того, одним из базовых компонентов современных систем управления ЖЦ изделия. В самом общем случае ИЛП включает в себя решение следующих задач:

– проработка вопросов логистической поддержки изделия на стадиях его ЖЦ путем проведения логистического анализа, который включает в себя: определение требований к готовности изделия, определение допустимых затрат и ресурсов [3, 4], необходимых для поддержания изделия в нужном состоянии, создание баз данных, необходимых для отслеживания перечисленных параметров в ходе ЖЦ изделия;

– создание электронной технической документации, необходимой для процессов закупки, поставки, ввода в действие, эксплуатации, сервисного обслуживания и ремонта изделия. Использование этой документации совместно с данными о ходе эксплуатации изделия для определения в каждый момент времени фактического объема работ по обслуживанию и потребности в материальных ресурсах (запасные части, материалы, оборудование);

– применение стандартизованных решений по кодификации изделий и предметов снабжения;

– применение стандартизованных процессов поставки изделий и средств материально-технического обеспечения (МТО), создание компьютерных систем информационной поддержки этих процессов;

– создание и применение компьютерных систем планирования потребностей в средствах МТО, формирования заявок и управления контрактами на поставку средств МТО.

Основой ИЛП является постоянный контроль за планируемой и реальной стоимостью ЖЦ БАС. Важность жесткого регулярного контроля обусловлена необходимостью оптимизации процессов на всех стадиях ЖЦ изделия БАС с целью сокращения затрат на производство и поддержание БАС в состоянии готовности [5]. Исходя из этого, ИЛП означает жестко регламентированный подход к организации ЖЦ БАС, касающийся как потребителя (заказчика, эксплуатанта), так и производителя (поставщика, ремонтной и сервисной организаций), цель которого обеспечить максимальную простоту и дешевизну эксплуатации БАС.

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. 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.

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 конференции, Казань, 05–08 августа 2014 года. – 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. Potsebnova, A. I. Kolosov // XIV International Scientific Conference "INTERAGROMASH 2021" : 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.

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.

Analysis of accessibility to integrated logistics support of unmanned aerial systems

Nastas G.N.¹, Smolin A.L.¹, Trofimchuk M.V.²

¹ National Research Center "Zhukovsky Institute", Moscow, Russia

² VUNTS VVS, Voronezh, Russia

The article provides an analytical overview of the requirements for integrated logistics support (ILS) of unmanned aircraft systems (UAS), as one of the goals of information support of the product lifecycle (FPI).

One of the important consumer parameters of UAS, like any complex competitive [1] science-intensive product, is the cost of supporting its life cycle (LC). It consists of the costs of developing and manufacturing UAS, as well as the costs of putting it into operation, operating and maintaining it in working condition. Reducing the cost of supporting the life cycle of a product is one of the goals of the concept of FPI. A set of management measures aimed at reducing these costs is united by the concept of "integrated logistic support".

Nowadays, ILS [2] is one of the key concepts of FPI and, moreover, one of the basic components of modern product life cycle management systems. In the most general case, the ILP includes the solution of the following tasks:

- study of issues of logistical support of the product at the stages of its life cycle by conducting a logistical analysis, which includes: determining the requirements for the readiness of the product, determining the allowable costs and resources [3, 4] necessary to maintain the product in the desired state, creating databases necessary to track the listed parameters during the life cycle of the product;

- creation of electronic technical documentation necessary for the processes of procurement, delivery, commissioning, operation, maintenance and repair of the product. Using this documentation in conjunction with data on the operation of the product to determine at any given time the actual amount of maintenance work and the need for material resources (spare parts, materials, equipment);

- application of standardized solutions for the codification of products and supplies;
- the use of standardized processes for the supply of products and means of logistics, the creation of computer systems for information support of these processes;

- creation and application of computer systems for planning the needs for logistics, generating applications and managing contracts for the supply of logistics.

The basis of the ILS is constant monitoring of the planned and actual cost of the UAS life cycle. The importance of rigorous regular control is due to the need to optimize processes at all stages of the life cycle of a UAS product in order to reduce the cost of manufacturing and maintaining UAS in a state of readiness [5]. Proceeding from this, ILS means a strictly regulated approach to the organization of the UAS life cycle, concerning both the consumer (customer, operator) and the manufacturer (supplier, repair and service organizations), the purpose of which is to ensure maximum simplicity and low cost of UAS 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. 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.

3. Korolenko, V.V. Rational distribution of orders for material resources in the planning of deliveries 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, August 05–08, 2014. - Kazan: Kazan State Technical University Publishing House, 2014. - P. 605-608. – EDN TDHRUN.

4. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // XIV International Scientific Conference “INTERAGROMASH 2021” : Conference proceedings, Rostov-on-Don, 24–26 February 2021. – Rostov-on-Don: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

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 September 2021. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.

Формирование облика беспилотного летательного аппарата в едином информационном пространстве жизненного цикла с использованием программно-аппаратных платформ

Осяев А.Т.¹, Серебрянский С.А.¹, Куприков И.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Расширение перечня услуг, выполняемых беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) свидетельствует о растущей востребованности беспилотной авиации с учётом полученного опыта и анализа их экономической эффективности. Развитие технологий в авиастроительной отрасли требует постоянного совершенствования научных, технических и технологических подходов по разработке и производству востребованной конкурентоспособной продукции [1].

Отдельную группу задач составляют вопросы разработки требуемых конфигураций и модификаций БПЛА для различных способов его применения (варианты целевой нагрузки, дальности полёта, силовой установки) [2]. Основные схемные признаки и технические характеристики свойств и требований определяют массив информационных данных, элементы которого используются на этапах жизненного цикла (ЖЦ) [3, 4].

Единое информационное пространство представляет собой функционально взаимосвязанную совокупность данных, доступных всем участникам проекта, позволяющих формировать технический облик БПЛА на этапах ЖЦ [5].

В данной работе рассматривается комплекс платформенных программно-аппаратных решений для формирования облика БПЛА, который будет объединять функционал проектно-конструкторских и производственных систем, (CAD, CAM, CAE, PDM), систем управления производством (MES и ERP) и системы управления ресурсами EAM, при этом обеспечиваются высокие стандарты безопасности технической информации [6, 7].

Совершенствование управления процессами в едином информационном пространстве ЖЦ БПЛА всецело зависит от роста информационных и производственных технологий, внедрения перспективных технологий автоматизированного проектирования и производства основных и комплектующих изделий.

Применение комплекта программ платформы значительно ускорит процесс проектирования БПЛА, а также подготовки конструкторской, технологической и эксплуатационной документации при использовании полного набора программных сервисов.

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. 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 September 2021. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.

3. 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 September 2020. – Moscow, 2020. – P. 9247749. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. – EDN RZMMXZ.

4. 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.

5. 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.

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. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

7. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // XIV International Scientific Conference “INTERAGROMASH 2021” : Conference proceedings, Rostov-on-Don, 24–26 February 2021. – Rostov-on-Don: Springer, 2022. – P. 993–1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

Formation of the appearance of an unmanned aerial vehicle in a single information space of the life cycle using software and hardware platforms

Osyayev A.T.¹, Serebryansky S.A.¹, Kuprikov I.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

The expansion of the list of services performed by unmanned aerial vehicles (UAVs) indicates the growing demand for unmanned aircraft, taking into account the experience gained and the analysis of their economic efficiency. The development of technologies in the aircraft industry requires constant improvement of scientific, technical and technological approaches to the development and production of competitive products in demand [1].

A separate group of tasks is the development of the required configurations and modifications of the UAV for various ways of its application (variants of the target load, flight range, power plant) [2]. The main circuit features and technical characteristics of

properties and requirements determine the array of information data, the elements of which are used at the stages of the life cycle (LC) [3, 4].

The unified information space is a functionally interconnected set of data available to all project participants, which makes it possible to form the technical appearance of the UAV at the stages of the life cycle [5].

This paper considers a set of platform software and hardware solutions for shaping the appearance of an UAV, which will combine the functionality of design and production systems (CAD, CAM, CAE, PDM), production management systems (MES and ERP) and EAM resource management systems, at the same time, high safety standards of technical information are ensured [6, 7].

The improvement of process management in the unified information space of the UAV life cycle depends entirely on the growth of information and production technologies, the introduction of promising technologies for computer-aided design and the production of basic and component products.

The use of the platform software package will significantly speed up the UAV design process, as well as the preparation of design, technological and operational documentation when using a full set of software services.

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. 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 September 2021. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.

3. 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 September 2020. – Moscow, 2020. – P. 9247749. – DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. – EDN RZMMXZ.

4. 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. – pp. 408-415. – DOI 10.25046/aj050649. – EDN ZSTRMH.

5. 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.

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. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

7. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // XIV International Scientific Conference "INTERAGROMASH 2021" : Conference proceedings, Rostov-on-Don, 24–26 February 2021. – Rostov-on-Don: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

Категоризация беспилотных авиационных систем как необходимый процесс управления конфигурацией на этапах жизненного цикла изделия

Кутахов В.П.¹, Настас Г.Н.¹, Сафин А.М.²

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

²ВУНЦ ВВС, г. Воронеж, Россия

В статье предложена категоризация беспилотных авиационных систем (БАС) по критерию функционального назначения и дальности действия.

Управление конфигурацией является составной частью системы управления жизненного цикла (ЖЦ) конкурентоспособного изделия авиационной техники [1]. Однако, внедрение и использование БАС имеет ряд проблем и ограничений [2]. На основе анализа этапов ЖЦ отечественных БАС в числе основных проблем, требующих решения в целях интенсивного развития российскими компаниями сферы БАС, развития внутреннего рынка и выхода на международный рынок следует выделить следующие:

- отсутствие эксплуатационных требований к БАС и обеспечивающей инфраструктуре с учетом имеющихся потребностей рынка авиационных работ и потребностями федеральных органов исполнительной власти;

- стандартизация технологий с недоказанной технической и экономической эффективностью, влекущей блокирование инициатив развития инновационных подходов и технологий к интеграции беспилотных гражданских воздушных судов в воздушное пространство;

- недостаточное регулирование в рамках воздушного законодательства Российской Федерации деятельности гражданских БАС;

- недостаточная отработка и учет правовых и экономических предпосылок для формирования благоприятных нормативных условий в целях развития рынка БАС;

- отсутствие необходимых регулятивных условий для применения беспилотных авиационных систем в отдельных сферах экономической деятельности, в частности в геодезии, картографии, кадастровой деятельности;

В целях обеспечения выхода из сложившейся ситуации целесообразно использовать основные принципы управления конфигурацией при разработке, производстве, эксплуатации и, при необходимости, капитальном ремонте БАС по аналогии с общепринятой методикой управления конфигурацией изделий авиационной техники [3]. Необходимо отметить, что управление ЖЦ осуществляется с использованием специализированных технологий (методов и средств) управления: управления требованиями, управления конфигурацией изделий авиационной техники и систем, управления проектами в рамках программы, управления номенклатурой устаревающих покупных изделий, а также с использованием технологий интегрированной логистической поддержки и информационной поддержки ЖЦ [4, 5].

В части управления конфигурацией на этапах ЖЦ БАС предложена их категоризация исходя из функционального назначения и дальности действия [6, 7]. Предлагается деление на четыре категории:

- БАС ближнего действия (местного/районного назначения);
- БАС областного назначения;
- БАС регионального (окружного) назначения;
- БАС межрегионального (федерального) назначения.

Категорирование по функциональному назначению и дальности действия является целесообразным как для разработчика, так и для эксплуатанта БАС.

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. 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.

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

4. 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.

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. Настас, К. Г. Управление конфигурацией беспилотного воздушного судна на основе его цифрового двойника / К. Г. Настас // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 76-77. – EDN NTEXIC.

7. Савельев, С. А. Управление конфигурацией беспилотного летательного аппарата на базе цифровой платформы весового проектирования летательных аппаратов / С. А. Савельев, К. Г. Настас // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 49-50. – EDN ADVSGS.

Categorization of Unmanned Aircraft Systems as a Necessary Configuration Management Process at Product Life Cycle Stages

Kutakhov V.P.¹, Nastas G.N.¹, Safin A.M.²

¹ National Research Center "Zhukovsky Institute", Moscow

² VUNTS VVS, Voronezh

The article proposes a categorization of unmanned aircraft systems (UAS) according to the criterion of functional purpose and range.

Configuration management is an integral part of the life cycle management (LC) system of a competitive aircraft product [1]. However, the introduction and use of UAS has a number of problems and limitations [2]. Based on the analysis of the stages of the life cycle of domestic UAS, among the main problems that need to be addressed in order to intensively develop the UAS sphere by Russian companies, develop the domestic market and enter the international market, the following should be highlighted:

- lack of operational requirements for UAS and supporting infrastructure, taking into account the existing needs of the aviation work market and the needs of federal executive authorities;

- standardization of technologies with unproven technical and economic efficiency, leading to blocking of initiatives for the development of innovative approaches and technologies for the integration of unmanned civil aircraft into the airspace;

- insufficient regulation within the framework of the air legislation of the Russian Federation of the activities of civil UAS;

- insufficient development and consideration of legal and economic prerequisites for the formation of favorable regulatory conditions for the development of the UAS market;
- lack of necessary regulatory conditions for the use of unmanned aerial systems in certain areas of economic activity, in particular in geodesy, cartography, cadastral activities;

In order to provide a way out of this situation, it is advisable to use the basic principles of configuration management in the development, production, operation and, if necessary, overhaul of UAS by analogy with the generally accepted methodology for managing the configuration of aircraft products [3]. It should be noted that the life cycle management is carried out using specialized management technologies (methods and tools): requirements management, configuration management of aircraft equipment and systems, project management within the program, management of the range of obsolete purchased products, as well as using technology integrated logistics support and information support of the life cycle [4, 5].

In the part of configuration management at the stages of LC UAS their categorization based on functional purpose and range of action is proposed. Four categories are proposed:

- Short-range UAS (local/regional);
- UAS of regional appointment;
- UAS of regional (district) designation;
- UAS of interregional (federal) designation.

Functional and range categorization is useful for both the developer and the UAS operator.

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. 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, September 27-29, 2021. Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. - EDN PCYSFH.

3. Nastas, K. G. On the use of digital technologies in aircraft configuration management at the stage of development and certification / K. G. Nastas, S. A. Serebryansky // Selected scientific papers of the twentieth International Scientific and Practical Conference "Quality Management", Moscow, 11-12 March 2021. - Moscow: Publishers Probel-2000, 2021. - pp. 261-265. - EDN EVFLSZ.

4. Technologies of integrated logistic support in the processes of life cycle of aviation equipment: Scientific publication in author's edition / E.V. Sudov, A.N. Petrov, A.V. Petrov [et al]; Moscow Aviation Institute (National Research University), Department N 101 "Design and certification of aviation equipment". - Moscow: Editus Limited Liability Company, 2018. - 174 p. - ISBN 978-5-00058-821-5. - EDN YYAKTZ.

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, September 27-29, 2021. - Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. - EDN YQZQVE.

6. Nastas, K. G. Configuration control of unmanned aircraft based on its digital twin / K. G. Nastas // Gagarin readings - 2022: Proceedings of international youth scientific conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 76-77. - EDN NTEXIC.

7. Savelyev, S. A. Configuration control of unmanned aerial vehicle based on digital platform for the weight design of aircraft / S. A. Savelyev, K. G. Nastas // Gagarin readings -

Подходы к управлению конфигурацией беспилотных авиационных систем на этапах жизненного цикла

Настас Г.Н.¹, Попов А.П.¹, Титов А.Е.¹, Сафин Р.М.²

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

² ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, Россия,

В статье предложены подходы по управлению конфигурацией беспилотных авиационных систем (БАС) путем введения показателей оценки их технического уровня. Характеристика технического уровня БАС позволит определить лучший образец в соответствии с предъявляемыми требованиями и функциональным назначением БАС.

Для исследования возможности внедрения принципов управления конфигурацией конкурентоспособных БАС на стадиях жизненного цикла [1, 2] предлагается ввести систему показателей, характеризующих технический уровень БАС. Она в общем виде включает:

- общетехнические показатели;
- показатели интеллектуальности;
- показатели унификации.

Общетехнические показатели являются общими для оценки БАС вне зависимости от их целевого предназначения и среды их применения.

Показатели интеллектуальности определяют уровень интеллектуальной автономности образца БАС, способность принимать ключевые решения как автономно, так и в составе группы БАС.

Показатели унификации характеризуют уровень приведения БАС к единообразию, на основе включения в них однотипных, стандартных или унифицированных составных частей [3, 4]. Чем выше процент стандартных и унифицированных деталей, тем лучше, как для изготовителя продукции, так и для потребителя [5].

Основными особенностями предложенной методики проведения оценки технического уровня БАС являются следующие:

- оценка проводится для выявления наилучшего из заявленных и представленных для сравнения БАС;
- оценка осуществляется с помощью метода экспертных оценок.

В связи с этим, при задании эталонных (требуемых) значений критериев сравнительной оценки БАС, целесообразно учитывать требования, изложенные в общих технических требованиях к БАС.

Перечень оцениваемых образцов конфигурации БАС формируется с учетом особенностей выполнения задачи и схожих базовых технических характеристик и параметров.

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. 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.

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

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. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // XIV International Scientific Conference “INTERAGROMASH 2021” : 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.

Approaches to Configuration Management of Unmanned Aerial Systems at Life Cycle Stages

Nastas G.N.¹, Popov A.P.¹, Titov A.E.¹, Safin R.M.²

¹ National Research Center "Zhukovsky Institute", Moscow

² Irkut Corporation, Moscow

The article offers approaches to management of configuration of unmanned aviation systems (UAS) by introducing indicators of assessment of their technical level. The characteristics of the technical level of the UAS will allow to determine the best sample in accordance with the requirements and functional purpose of the UAS.

To study the possibility of implementing the principles of configuration management of competitive UAS at the stages of the life cycle [1, 2], it is proposed to introduce a system of indicators characterizing the technical level of UAS. It generally includes:

- general technical indicators;
- indicators of intelligence;
- indicators of unification.

General technical indicators are common for the assessment of BAS, regardless of their intended purpose and the environment in which they are used.

Intelligence indicators determine the level of intellectual autonomy of a UAS sample, the ability to make key decisions both autonomously and as part of a UAS group.

Unification indicators characterize the level of bringing UAS to uniformity [3, 4], based on the inclusion of the same type, standard or unified components in them. The higher the percentage of standard and standardized parts, the better for both the manufacturer and the consumer [5].

The main features of the proposed methodology for assessing the technical level of UAS are as follows:

- the assessment is carried out to identify the best of the declared and presented for comparison BAS;
- assessment is carried out using the method of expert assessments.

In this regard, when setting the reference (required) values of the UAS comparative evaluation criteria, it is advisable to take into account the requirements set forth in the general technical requirements for UAS.

The list of evaluated samples of the UAS configuration is formed taking into account the specifics of the task and similar basic technical characteristics and parameters.

References

1. Bratukhin A. G., Serebryansky S. A., Strelets D. Yu. Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation technology [et al.]. - Moscow: Moscow Aviation

Institute (National Research University), 2020. - 448 p. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

2. 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, September 27–29, 2021. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600147. – EDN PCYSFH.

3. Nastas, K. G. On the issue of using digital technologies in aircraft configuration management at the stage of development and certification / K. G. Nastas, S. A. Serebryansky // Selected scientific works of the twentieth International scientific and practical conference "Quality Management", Moscow, March 11–12, 2021. - Moscow: Probel-2000 Publishing House, 2021. - P. 261-265. – EDN EVFLSZ.

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 September 2021. – Moscow, 2021. – DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. – EDN YQZQVE.

5. Model of Information Support of the Quality Management System / S. Serebryansky, B. Safoklov, I. V. Potsebneva, A. I. Kolosov // XIV International Scientific Conference “INTERAGROMASH 2021” : Conference proceedings, Rostov-on-Don, 24–26 February 2021. – Rostov-on-Don: Springer, 2022. – P. 993-1003. – DOI 10.1007/978-3-030-80946-1_90. – EDN NQQENF.

К вопросу о создании беспилотной авиационной транспортной системы

Кутахов В.П.¹, Смолин А.Л.¹, Настас Г.Н.¹

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

В настоящее время беспилотные авиационные системы (БАС) способны решать широкий круг задач, в том числе и решение транспортных задач. Трансконтинентальные корпорации ведущих стран мира на протяжении последних десятилетий активно рассматривают возможности использования БАС в качестве средства для доставки товаров и грузов. Несомненно, что с развитием беспилотной авиационной техники, с ростом её характеристик по грузоподъемности, дальности действия, автономности, интерес организаций к беспилотным транспортным средствам будет расти. Также применение транспортных БАС будет рассматриваться в перспективе и военными организациями [1, 2].

Обосновывая целесообразность применения транспортных БАС для доставки товаров и грузов, можно отметить следующие преимущества по сравнению с другими транспортными средствами:

- увеличение полезной нагрузки летательного аппарата ввиду отсутствия на борту экипажа и систем его жизнеобеспечения;
- уменьшение времени доставки грузов по сравнению с наземным транспортом;
- появление возможности доставки груза без перегрузки напрямую потребителю;
- относительно низкая стоимость БАС и себестоимость их эксплуатации;
- возможность перевозки опасных грузов без ущерба безопасности;
- перевозка на большие расстояния с экономической крейсерской скоростью не ограничена работоспособностью экипажа;
- цена потери БАС значительно меньше, чем цена потери пилотируемого летательного аппарата;
- автономность применения – возможность доставки грузов как под иерархическим управлением, так и автономно;
- потенциал для разработки версий для БАС иного назначения;
- возможность несения дополнительной целевой нагрузки;

- применение технологий двойного назначения, конверсионные возможности.

С целью согласования процессов создания и эффективного применения транспортных БАС предполагается объединить транспортные средства, элементы инфраструктуры, обслуживающий персонал в единую систему. Беспилотная авиационная транспортная система (БАТС) – это совокупность совместно действующих транспортных беспилотных летательных аппаратов, комплекса наземных средств по подготовке и обеспечению полетов БЛА и перевозки товаров и грузов, личного состава, занятого эксплуатацией БАС и наземных средств, обеспечивающей инфраструктуры, а также системы управления процессом применения [3]. Таким образом, можно предложить структуру создаваемой системы.

Как сложная организационно-техническая система БАТС будет включать беспилотные авиационные формирования оснащенные транспортными БАС, имеющие различные функциональные и технические характеристики. Транспортные БЛА способны решать транспортные задачи как самостоятельно, так и в составе групп, в том числе разнородных и смешанных с пилотируемыми летательными аппаратами.

В ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» проведены исследования по моделированию авиатранспортной системы учитывая характеристики реальных условий применения транспортных БАС [4].

Центр провел исследовательские полеты прототипа транспортного беспилотного летательного аппарата (ТБЛА), на базе которого планируется создание семейства ТБЛА различной грузоподъемности, совместимых в одной транспортной сети. Полеты состоялись на полигонной базе ФКП «ГкНИПАС» (входит в состав НИЦ «Институт им. Н.Е.Жуковского»).

Литература

1. Кутахов В.П., Мещеряков Р.В. Принципы формирования модели оптимизации системы роботизированных авиационных средств // Сборник трудов XIII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2019. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2019. С. 1211-1214. EDN: LKYVDV.

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. Смолин А.Л., Направления интеллектуализации беспилотных авиационных транспортных систем // Шестой Всероссийский научно-практический семинар "Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного интеллекта" (БТС-ИИ-2021): Труды семинара, Москва, 16–19 ноября 2021 года. – Москва: Общероссийская общественная организация «Российская ассоциация искусственного интеллекта», 2021. – 152 с. – ISBN 978-5-6042802-4-9. – EDN DJIBCC.

4. Попов А.П., Смолин А.Л., Титов А.Е. Подходы к моделированию элементов цикла применения транспортных беспилотных летательных аппаратов // Сборник научных статей по материалам II Всероссийской научно-практической конференции «Беспилотная авиация: состояние и перспективы развития» (11 - 12 марта 2020 г.) – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2020. С. 132-137.

On the issue of creating an unmanned aircraft transport system

Kutakhov V.P.¹, Smolin A.L.¹, Nastas G.N.¹

¹ National Research Center "Zhukovsky Institute", Moscow

Currently, unmanned aerial systems (UAS) are capable of solving a wide range of tasks, including transport tasks. Over the past decades, transcontinental corporations of the leading countries of the world have been actively considering the possibility of using UAS as a means for delivering goods and cargo. There is no doubt that with the development of unmanned

aerial vehicles, with the growth of its characteristics in terms of carrying capacity, range, autonomy, the interest of organizations in unmanned vehicles will grow. Also, the use of transport UAS will be considered in the future by military organizations [1, 2].

Justifying the feasibility of using transport UAS for the delivery of goods and cargo, the following advantages can be noted compared to other vehicles:

- increase in the payload of the aircraft due to the lack of crew and life support systems on board;
- reduction of time of delivery of goods in comparison with land transport;
- the emergence of the possibility of delivering cargo without reloading directly to the consumer;
- relatively low cost of UAS and the cost of their operation;
- the possibility of transporting dangerous goods without compromising safety;
- transportation over long distances at an economic cruising speed is not limited by the working capacity of the crew;
- the cost of losing a UAS is much less than the cost of losing a manned aircraft;
- autonomy of application - the ability to deliver goods both under hierarchical control and autonomously;
- potential for development of versions for UAS for other purposes;
- the possibility of carrying an additional target load;
- application of dual-purpose technologies, conversion possibilities.

In order to harmonize the processes of creation and effective use of transport UAS, it is planned to combine vehicles, infrastructure elements, service personnel into a single system. Unmanned aerial transport system (UATS) is a set of jointly operating transport unmanned aerial vehicles, a complex of ground facilities for the preparation and support of UAV flights and the transportation of goods and cargo, personnel involved in the operation of UAS and ground facilities, supporting infrastructure, as well as process control systems applications [3]. Thus, it is possible to propose the structure of the system being created.

As a complex organizational and technical system, UATS will include unmanned aerial units equipped with transport UAS having different functional and technical characteristics. Transport UAVs are capable of solving transport tasks both independently and as part of groups, including heterogeneous and mixed with manned aircraft.

In the National Researcher Center «Zhukovsky Institute», studies were carried out on modeling the air transport system, taking into account the characteristics of the real conditions for the use of transport UAS [4].

The Center conducted research flights of a prototype transport unmanned aerial vehicle (TUAV), on the basis of which it is planned to create a family of TUAVs of different payloads, compatible in one transport network. The flights took place at the test site of the Federal State Enterprise "GkNIPAS" (part of the the National Researcher Center «Zhukovsky Institute»).

References

1. Kutakhov V. P., Meshcheryakov R. V. Principles of formation of a model for optimizing the system of robotic aircraft // Proceedings of the XIII All-Russian Conference on Management Problems of VSPU-2019. Institute of Management Problems. V.A. Trapeznikov RAN. 2019. S. 1211-1214. EDN: LKYVDV.

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. Smolin A. L., Directions of intellectualization of unmanned aircraft transport systems // Sixth All-Russian scientific and practical seminar "Unmanned vehicles with elements of artificial intelligence" (BTS-II-2021): Proceedings of the seminar, Moscow, November 16–19

2021. - Moscow: All-Russian public organization "Russian Association of Artificial Intelligence", 2021. - 152 p. – ISBN 978-5-6042802-4-9. – EDN DJIBCC.

4. Popov A. P., Smolin A. L., Titov A. E. Approaches to modeling the elements of the cycle of using transport unmanned aerial vehicles // Collection of scientific articles based on the materials of the II All-Russian scientific and practical conference "Unmanned aircraft: state and development prospects" (March 11 - 12, 2020) - Voronezh: VUNTS Air Force "VVA them. prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin", 2020, pp. 132-137.

Методы определения веса конструкции сверхзвукового пассажирского административного самолета на основе регрессионного анализа

Ресулкулыева Г.¹, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

Сверхзвуковой административный самолет – летательный аппарат, предназначенный для совершения деловых перевозок и доставки приоритетных грузов. Это самолет большой дальности полета (около 8000 км) со сверхзвуковой крейсерской скоростью (от 1,5 до 5 мах).

На сегодняшний день активно изучается вопрос об адаптации характеристик сверхзвукового пассажирского самолета под действующие международные авиационные правила и нормы. Основные недостатки данного вида самолетов: звуковой удар, аэродинамический нагрев, экологичность активно решаются крупными компаниями в области авиастроения [1].

На данный момент по таким типам самолетов еще не накоплен достаточный теоретический и практический материал в области весового проектирования. Поэтому большинство весовых расчетов сверхзвуковых самолётов несут предварительный характер [2, 3].

В данной работе предлагается использовать регрессионный анализ для определения веса сверхзвукового самолета и веса его отдельных агрегатов [4, 5]. После формирования весовой модели сверхзвукового самолета, предлагается, с помощью метода наименьших квадратов, построить оценки неизвестных параметров модели (коэффициентов регрессии), выявить наиболее значимые и незначимые факторы модели. (температурный нагрев конструкции, геометрические параметры, расчётные условия прочности, компоновочная схема самолета) [6, 7]. После исключения незначимых факторов, построенные оценки корректируются [8].

С помощью построенной модели возможно спрогнозировать ожидаемую массу сверхзвукового самолета с учетом набора различных факторов. Выявляются наиболее удачные значения характеристик с точки зрения ожидаемой массы самолета.

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. Шейнин В. М., Козловский В. И., Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов Т. 1. Машиностроение, 1977, 344 с.

3. Ресулкулыева, Г. Исследование изменения массы летательного аппарата по этапам весового проектирования / Г. Ресулкулыева, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика: Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 62-63. – EDN RBHZWS.

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. Весовая модель конструкции фюзеляжа самолёта на базе цифровой платформы весового проектирования / Г. Ресулкулыева // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 46-47. – EDN HODSUY.

6. Лисина, М. В. Анализ оптимального расположения шасси тяжёлых беспилотных летательных аппаратов / М. В. Лисина // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 33-35. – EDN LYOHZW.

7. Ширяев, А. В. Методы снижения температурного нагрева конструкции скоростного самолёта при длительном полёте / А. В. Ширяев // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 58-59. – EDN RLRLKI.

8. Кибзун А. И., Горяинова Е.Р., Наумов А. В., Теория вероятностей и математическая статистика. ФИЗМАТЛИТ, 2013. – 232 с.

Methods for estimating the weight of a structure of a supersonic passenger administrative aircraft based on regression analysis

Resulkulyeva G.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Supersonic administrative aircraft – is an aircraft designed for business transportation and delivery of priority cargo. This is a long-range aircraft (about 8000 km) with supersonic cruising speed (from Mach 1.5 to Mach 5).

To date, the issue of adapting the characteristics of a supersonic passenger aircraft to the current international aviation rules and regulations is being actively studied. The main disadvantages of these types of aircrafts: sonic boom, aerodynamic heating, environmental friendliness are actively solved by large companies in the field of aircraft manufacturing [1].

At the moment, for such types of aircraft, sufficient theoretical and practical material in the field of weight design has not yet been accumulated. Therefore, most weight calculations for supersonic aircraft are preliminary [2, 3].

In this paper, it is proposed to use regression analysis to determine the weight of a supersonic aircraft and the weight of its individual units [4, 5]. After the formation of the weight model of a supersonic aircraft, it is proposed, using the least squares method, to build estimates of the unknown parameters of the model (regression coefficients), to identify the most significant and insignificant factors of the model (temperature heating of the structure, geometrical parameters, design strength conditions, aircraft layout diagram). After eliminating insignificant factors, the constructed estimates are adjusted.

Using the suggested model, it is possible to predict the expected mass of a supersonic aircraft, taking into account a set of various factors. The most successful values of characteristics from the point of view of the expected mass of the aircraft are revealed.

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. Sheynin V. M., Kozlovsky V. I., Weight design and efficiency of passenger aircraft T. 1. Mashinostroenie, 1977, 344 p.

3. Resulkulyeva, G. The study of changes in the mass of the aircraft on the stages of weight design / G. Resulkulyeva, S. A. Serebryansky // Avia and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference, Moscow, 22-26 November 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 62-63. - EDN RBHZWS.

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, September 27-29, 2021. - Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. - EDN YQZQVE.

5. Resulkuliyeva G. Weight model of airplane fuselage structure based on digital platform for weight design / G. Resulkuliyeva // Gagarin readings - 2022: Collection of abstracts of international youth scientific conference XLVIII, Moscow, 12-15 April 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 46-47. - EDN HODSUY.

6. Lisina, M. V. Analysis of optimal landing gear arrangement of heavy unmanned aerial vehicles / M. V. Lisina // Gagarin readings - 2022: Collection of abstracts of international youth scientific conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 33-35. - EDN LYOHZW.

7. Shiryayev, A. V. Methods to reduce the temperature heating of the structure of high-speed aircraft during long-term flight / A. V. Shiryayev // Gagarin readings - 2022: Abstracts of international youth scientific conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 58-59. - EDN RLRLKI.

8. Kibzun A. I., Goryainova E. R., Naumov A. V., Probability theory and mathematical statistics. FIZMATLIT, 2013. - 232 p.

Постоянные и переменные части в структуре весовой модели сверхзвукового пассажирского самолета

Скобелев С.И.¹, Стрелец Д.Ю.¹, Серебрянский С.А.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

На данный момент разработка и производство востребованного конкурентоспособного продукта в области авиастроения немислимо без масштабной проектно-конструкторской, производственной и послепродажной кооперации посредством взаимосвязанных ИТ-систем [1].

Дерево конструкции весовой модели готового изделия не является статической структурой скоростного летательного аппарата (ЛА). При этом конфигурация ЛА зависит от конкретных условий его функционального использования [2]. Массово-инерционные характеристики воздушного судна, при взлете и посадке, отличаются от тех же характеристик в полете, когда убраны стойки шасси. Конфигурация меняется и в полете у ЛА с изменяемым углом стреловидности или с изменяемым вектором тяги. Текущая конфигурация является одним из параметров весовой модели и параметров весовых расчетов. По замыслу создания ЛА, как скоростного транспортного средства, предполагается, что кроме собственно конструкции, которая обеспечивает выполнение основных задач, на его массово-инерционные характеристики существенным образом влияет перевозимая нагрузка. Перевозимая нагрузка есть переменная часть структуры дерева конструкции. Весовые классификаторы выделяют постоянную часть массы изделия и переменную, состоящую из снаряжения, топлива и целевой нагрузки.

В данной работе уделяется внимание тому, что все переменные и постоянные компоненты ЛА составляют единое целое, и расчет массово-инерционных и центровочных характеристик допустимых конфигураций является одной из главных задач проектирования ЛА любого назначения [3, 4]. Переменные структуры, в весовой модели, могут задаваться альтернативными конструкциями, когда у некоторой вершины дерева конструкции есть несколько вариантов поддеревьев и когда любой из вариантов, но только один из них может быть активирован в конкретный момент времени [5, 6]. Существует своя специфика задания переменных структур весовой модели для разных видов выполняемых задач.

Для удобства выбора и проведения расчетов множества вариантов загрузки ЛА в рамках весовой модели должны быть реализованы каталоги нагрузки - специального

оборудования, коммерческой и др [7]. Как правило, существуют довольно жесткие ограничения по размещению нагрузки на борту. Эти ограничения должны указываться в каталоге и учитываться в процессе формирования вариантов загрузки ЛА.

Ограничения, которые проверяются при анализе различных вариантов снаряжения ЛА, программы выработки топлива и допустимых вариантов целевой нагрузки, реализованные в сервисах цифровой платформы весового проектирования, задают область допустимых центровок ЛА.

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

3. Кантимиров С. А. Весовое проектирование летательного аппарата на цифровой платформе в едином информационном пространстве жизненного цикла изделия / С. А. Кантимиров, С. А. Серебрянский // 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. 1151-1161. DOI 10.25728/2486.2021.63.53.001. EDN ZLYWZK.

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665695 Российская Федерация. Сервис весовой модели летательного аппарата : № 2021664792 : заявл. 22.09.2021 : опубл. 30.09.2021 / С. А. Серебрянский, С. А. Кантимиров ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт ». – EDN VEAPJP.

5. Ресулкулыева, Г. Исследование изменения массы летательного аппарата по этапам весового проектирования / Г. Ресулкулыева, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 62-63. – EDN RBHZWS.

6. Ресулкулыева, Г. Весовая модель конструкции фюзеляжа самолёта на базе цифровой платформы весового проектирования / Г. Ресулкулыева // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 46-47. – EDN HODSUY.

7. 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 HOBZOY.

Constant and variable parts in the structure of the weight model of a supersonic passenger aircraft

Skobelev S.I.¹, Strelets D.Yu.¹, Serebryansky S.A.¹

¹MAI, Moscow, Russia

Currently, the development and production of in-demand competitive product in the field of aircraft engineering is unthinkable without large-scale design, manufacturing and after-sales cooperation through interconnected IT-systems [1].

The design tree of the weight model of the finished product is not a static structure of a high-speed aircraft. At the same time, the configuration of the aircraft depends on the specific conditions of its functional use [2]. The mass-inertial characteristics of the aircraft, on takeoff and landing, are different from the same characteristics in flight when the landing gear struts are retracted. The configuration also changes in flight for aircraft with variable sweep angle or variable thrust vector. The current configuration is one of the parameters of the weight model and the parameters of the weight calculations. According to the idea of creating the aircraft, as a high-speed vehicle, it is assumed that in addition to the design, which provides the performance of basic tasks, on its mass-inertial characteristics essentially influenced by the carried load. The transported load is the variable part of the structure of the structure tree. Weight classifiers distinguish between a constant part of the product mass and a variable part consisting of gear, fuel, and target load.

In this work, attention is paid to the fact that all variable and constant components of an aircraft constitute a single whole, and the calculation of mass-inertia and centerline characteristics of permissible configurations is one of the main tasks of designing aircraft for any purpose [3, 4]. Variable structures, in the weighting model, can be set by alternative structures, when some node of the structure tree has several variants of subtrees and when any of the variants, but only one of them can be activated at a particular time. There is a specificity of setting variable structures of the weighting model for different types of performed tasks.

For the convenience of selection and calculations of multiple options of aircraft loading within the weight model should be implemented load catalogs - special equipment, commercial, etc. As a rule, there are rather strict restrictions on load placement on board. These restrictions must be specified in the catalog and taken into account in the process of formation of aircraft loading variants.

The constraints, which are checked in the analysis of different options of aircraft equipment, fuel generation program and permissible variants of target load, implemented in the services of the digital platform of weight design, set the range of permissible alignments of the aircraft.

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. Nastas K. G. On the use of digital technologies in aircraft configuration management at the stage of development and certification / K. G. Nastas, S. A. Serebryansky // Selected scientific papers of the twentieth International Scientific and Practical Conference "Quality Management", Moscow, 11-12 March 2021. Moscow: Publishers Probel-2000, 2021, pp. 261-265. EDN EVFLSZ.

3. Kantimirov S. A. Weighted Design of an Aircraft on a Digital Platform in the Unified Information Space of the Product Life Cycle / S. A. Kantimirov, S. A. Serebryansky // Management of Large-Scale Systems Development (MLSD'2021): Proceedings of the Fourteenth International Conference, Moscow, September 27-29, 2021 / Edited by S.N. Vasiliev, A.D. Tsvirkun. Moscow: Trapeznikov Institute of Control Problems. Trapeznikov RAS, 2021, pp. 1151-1161. DOI 10.25728/2486.2021.63.53.001. EDN ZLYWZK.

4. State Registration Certificate for Computer Software No. 2021665695 Russian Federation. Aircraft Weight Model Service: No. 2021664792: applied for. 22/09/2021: publ. 30/09/2021 / S.A. Serebryansky, S.A. Kantemirov; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN VEAPJP.

5. Resulkuliyeva, G. Resulkuliyeva, S. A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference, Moscow, 22-26 November 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 62-63. - EDN RBHZWS.

6. Resulkuliyeva G. Weight model of fuselage airframe structure based on digital platform for weight design / G. Resulkuliyeva // Gagarin readings - 2022: Proceedings of International Youth Scientific Conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 46-47. - EDN HODSUY.

7. State Registration Certificate for Computer Software No. 2022614292 Russian Federation. Service of calculation of MIX and DD of an empty unloaded aircraft: № 2022612541: application. 24.02.2022: publ. 18.03.2022 / S.A. Serebryanskiy, D.Yu. Strelets; applicant - Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". EDN HOBZOY.

Алгоритмы повышения эффективности расчета сверхзвуковых течений на произвольных неструктурированных сетках

Стручков А.В.^{1,2}, Козелков А.С.^{1,2,3}

¹ФГУП «РФЯЦ – ВНИИЭФ, г. Саров, Россия

²НГТУ им. Р. Е. Алексеева, г. Нижний Новгород, Россия

³МАИ, г. Москва, Россия

Результаты получены при финансовой поддержке национального проекта «Наука и университеты» в рамках программы Минобрнауки РФ по созданию молодёжных лабораторий № FSWE-2021-0009 (научная тема: «Разработка численных методов, моделей и алгоритмов для описания гидродинамических характеристик жидкостей и газов в естественных природных условиях, и условиях функционирования промышленных объектов в штатных и критических условиях на суперкомпьютерах петафлопсного класса»), а также при финансовой поддержке гранта Президента Российской Федерации по государственной поддержке ведущих научных школ НШ-70.2022.1.5.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение № 075-15-2022-309 от 20.04.2022).

Для расчета течений в областях со сложной конфигурацией предпочтительнее использовать неструктурированные расчетные сетки, что требует адаптации применяемых численных методов, которые, кроме того, должны характеризоваться высокой точностью и эффективностью [1].

В работе рассматриваются способы повышения эффективности расчета сверхзвуковых течений на неструктурированных сетках средствами алгоритмов, которые объединены в общую методику для решения практических задач. Подход является комплексным и основан на применении численных схем для повышения точности и алгоритмах работы с сеточной моделью. Под численными схемами предлагается гибридная схема расчета градиента и модифицированный вариант его ограничителя, применяемый для построения схем повышенного порядка точности. К сеточным алгоритмам относятся статическая адаптация сетки под особенности течения и геометрическая многосеточная инициализация, применяемые для ускорения сходимости и повышения сеточного разрешения.

При исследовании влияния метода расчета градиентов на точность используются алгоритмы Грина-Гаусса и наименьших квадратов. Для повышения точности в методике предложен гибридный метод расчета градиентов, совмещающий в себе

свойства этих методов. Приводится вид функции для вычисления веса каждого из методов при определении итогового значения градиента. Функция обеспечивает плавный переход между методами в зависимости от свойств ячейки. Эффективность подхода показана на задаче сверхзвукового обтекания.

Так же для повышения точности предлагается модифицированная форма ограничителя, в которой формулировка порога срабатывания основана на газодинамических параметрах потока. Этот вариант функции характеризуется отсутствием «паразитных» областей случайного включения и обеспечивает его лишь в области высоких градиентов. Свойства монотонности, в сравнении с «классической формулировкой», сохраняются. Приведено сравнение констант порога срабатывания на примере численного решения задач с ударно-волновыми процессами.

Для повышения эффективности расчета в методике используется процедура инициализации расчетной области на основе геометрического многосеточного метода. Идея метода состоит в генерации последовательности грубых сеток, на которых решается рассматриваемая задача до сходимости численного решения. За счет того, что огрубленные сетки имеют меньшее число ячеек, решение на них имеет более высокую скорость сходимости. Полученное в результате решение интерполируется на более подробную сетку, а в итоге – на исходную базовую сетку, и используется как инициализация. Таким образом, за счет использования начального распределения, максимально близкого к конечному решению, ускоряется процесс сходимости. Дополнительно, в методике для создания локальных сгущений используют метод адаптивных сеток, позволяющий на основе получаемого решения автоматически измельчать сетку лишь в тех областях, для которых локально требуется его улучшить [2-3]. Эффективность применения комплекса показана на решении задач класса сверхзвуковых течений – расчет интенсивности головной ударной волны [4].

Литература

1. Волков К.Н., Дерюгин Ю.Н., Емельянов В.Н., Карпенко А.Г., Козелков А.С., Тетерина И.В. Методы ускорения газодинамических расчетов на неструктурированных сетках. Москва: Физматлит, 2013.
2. Andrei S. Kozelkov, Andrei V. Struchkov, Dmitry Y. Strelets. Two Methods to Improve The Efficiency of Supersonic Flow Simulation on Unstructured Grids // Fluids 2022, 7(4), p. 136.
3. Struchkov A.V., Kozelkov A.S., Volkov K., Kurkin A.A., Zhuchkov R.N., Sarazov A.V. Numerical simulation of aerodynamic problems based on adaptive mesh refinement method // Acta Astronautica V. 172, July 2020, p. 7-15.
4. Kozelkov A.S., Strelets D.Y., Sokuler M.S., Arifullin R.H. Application of mathematical modeling to study near-field pressure pulsations of a near-future prototype supersonic business aircraft // Journal of Aerospace Engineering. 2022. Т. 35. № 1. С. 04021120.

Algorithms improving the efficiency of supersonic flow simulations on arbitrary unstructured meshes

Struchkov A.V.^{1,2}, Kozelkov A.S.^{1,2,3}

¹FSUE «RFNC-VNIIEF», Sarov, Russia

²NSTU named after R.A. Alekseev, Nizhny Novgorod, Russia

³MAI, Moscow, Russia

The results have been obtained with financial support from the Science & Universities National Project under the Young Scientists Lab Program of the RF Ministry of Education and Science – project identifier № FSWE-2021-0009 (Research Topic: Development of CFD methods, models and algorithms to simulate liquids and gases in natural and industrial environments under normal and critical conditions on petascale supercomputers) and the

Council of the grants of the President of the Russian Federation for the state support of Leading Scientific Schools of the Russian Federation (Grant No. NSH-70.2022.1.5).

The publication is prepared in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center "Supersonic" for 2020-2025 funded by the of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement № 075-15-2022-309 dated 20.04.2022).

To simulate flows in regions having complicated configurations, it is preferable to use unstructured computational meshes, which require adapting the numerical schemes in use and, also, such meshes must be accurate and efficient to a high extent [1].

The paper considers the approaches to improve the efficiency of supersonic flow simulations on unstructured meshes using algorithms, which are combined within a general method to solve real world problems. This is an integrated approach based on the use of numerical schemes improving the accuracy of simulations and computational algorithms of operating the mesh model. As for the numerical schemes, it is proposed to use a hybrid scheme for the gradient calculation and a modified version of its limiter used to build schemes of a higher accuracy. The mesh algorithms in use include the static mesh adaptation to the flow specifics and the geometric multigrid initialization used to increase the convergence rate and improve the mesh resolution.

To explore the effect of the gradient calculation method on the accuracy of calculations, Green-Gauss algorithms and the least square method are used. A hybrid method is proposed to calculate gradients, it combines the properties of the methods in use. A function is presented to calculate the weight of each method in finding the final gradient value. This function provides a smooth change over from one method to another depending on the particular cell properties. The efficiency of such approach is demonstrated for the supersonic flow problem.

Also, a modified limiter form is proposed to improve accuracy, in which the operation threshold definition is based on gas dynamic parameters of the flow. This version of the function has now «parasitic» accidental inclusion domains and ensures the operation in the high gradients domain only. The monotonicity properties, in comparison with the “classic formulation”, continue in full effect. The operation threshold constants are compared by the example of numerically solving problems with shock-wave processes.

To improve the efficiency of calculations, the procedure of initializing the computational domain basing on the geometric multigrid method is used. The idea of this method consists in generating a sequence of coarse meshes used to solve the problem up to the numerical solution convergence. Coarse meshes have a less number of computational cells and, hence, they provide a higher solution convergence rate. The resultant solution is interpolated to a finer mesh and, finally, it is interpolated to the original basic mesh and used as the initialization. So, the convergence rate increases owing to the use of the initial distribution, which is close, to a maximum extent, to the final solution. Additionally, adaptive meshes are used in the local mesh refinement technique and this allows automatically refining the mesh on the base of the solution obtained only in those domains, where such local refinement is required to obtain a better solution [2-3].

The efficiency of using the complex of methods above is demonstrated for the class of supersonic flow problems – the simulation of the head shock-wave strength [4].

References

1. Volkov K. N., Deryugin Yu. N., Emelyanov V. N., Karpenko A. G., Kozelkov A. S., Teterina I. V. Methods to speed up CFD simulations on unstructured meshes. – M.: Fizmatlit, 2013.

2. Andrei S. Kozelkov, Andrei V. Struchkov, Dmitry Y. Strelets. Two Methods to Improve the Efficiency of Supersonic Flow Simulation on Unstructured Grids // Fluids 2022, 7(4), p. 136.

3. Struchkov A.V., Kozelkov A.S., Volkov K., Kurkin A.A., Zhuchkov R.N., Sarazov A.V. Numerical simulation of aerodynamic problems based on adaptive mesh refinement method // *Acta Astronautica* V. 172, July 2020, p. 7-15

4. Kozelkov A.S., Strelets D.Y., Sokuler M.S., Arifullin R.H. Application of mathematical modeling to study near-field pressure pulsations of a near-future prototype supersonic business aircraft // *Journal of Aerospace Engineering*. 2022. Т. 35. № 1. С. 04021120.

Управление параметрами изделия с помощью цифровых интегрированных платформ для сверхзвуковых ЛА

Хван А.В.¹, Стрелец Д.Ю.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Процесс сдачи и приемки любого воздушного судна должен начинаться с начальных этапов проектирования, это необходимо для того, чтобы иметь возможность отследить процесс изготовления изделий, обеспечить полную видимость всего рабочего цикла и корректное выполнение всех предъявляемых требований, а также на начальных этапах процесса выявить возможные ошибки и проблемы [1,2]. Определение и постановка необходимых требований для воздушного судна является одной из важных исходных задач, ведь их правильность и полнота напрямую влияют на качество процесса производства, а в дальнейшем и на качество будущих самолетов [3].

Пассажирский сверхзвуковой самолет является одной из перспективных направлений развития гражданской авиации. Расчеты специалистов показывают, что сверхзвуковой самолет может преодолевать за час 1900 км, притом, что обычные пассажирские самолеты на данный момент летают не быстрее 900 км/ч.

Проектирование современного сверхзвукового пассажирского самолета - долгосрочная, сложная и высокоинтегрированная инженерная деятельность, в ходе которой формируется большое количество требований. На сегодняшний день цифровые интегрированные платформы, которые позволяют отслеживать различные параметры требований не только между этапами жизненного цикла изделия, но позволяют управлять данными между заинтересованными сторонами: разработчик, серийный изготовитель, эксплуатант и ремонтный завод [4,5]. Подобного рода информационные системы сокращают трудоемкость процессов формирования документации, временные издержки, а также позволяют оперативно заниматься управлением данных и их мониторингом [6,7].

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. 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.

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. 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. 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.

6. Ресулкулыева, Г. Исследование изменения массы летательного аппарата по этапам весового проектирования / Г. Ресулкулыева, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 62-63. – EDN RBHZWS.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022614292 Российская Федерация. Сервис расчета МИХ и ЦД пустого снаряженного ЛА: № 2022612541: заявл. 24.02.2022: опублик. 18.03.2022 / С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт». EDN HOBZOY.

Manage product parameters with digital integrated platforms for supersonic aircraft

Khvan A.V.¹, Strelets D.Yu.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

The acceptance process of any aircraft should begin from the initial stages of design, this is necessary in order to be able to track the manufacturing process of products, to ensure full visibility of the entire work cycle and the correct fulfillment of all requirements, as well as to identify possible errors and problems at the initial stages of the process [1,2]. Determining and setting the necessary requirements for an aircraft is one of the important initial tasks, because their correctness and completeness directly affect the quality of the production process, and later on the quality of future aircraft [3].

Passenger supersonic aircraft is one of the promising areas for the development of civil aviation. Calculations by experts show that a supersonic aircraft can travel 1,900 km per hour, while conventional passenger aircraft currently fly no faster than 900 km/h.

The design of a modern supersonic passenger aircraft is a long-term, complex and highly integrated engineering activity, during which a large number of requirements are formed. Today, digital integrated platforms that allow you to track various requirements parameters not only between stages of the product life cycle, but also allow you to manage data between interested parties: a developer, a serial manufacturer, an operator and a repair plant [4,5]. Information systems of this kind reduce the laboriousness of the documentation generation processes, time costs, and also allow you to quickly deal with data management and monitoring [6,7].

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. 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, October 01-03, 2019. - Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. - p. 8911020. - DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. - EDN VGFYJT.

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,

October 01-03, 2019. - Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. - p. 8911020. - DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. - EDN VGFYJT.

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, September 27-29, 2021. - Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. - EDN YQZQVE.

5. 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, September 28-30, 2020. - Moscow, 2020. - p. 9247749. - DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. - EDN RZMMXZ.

6. Resulkuliyeva, G. The study of aircraft mass changes by stages of weight design / G. Resulkuliyeva, S.A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference, Moscow, 22-26 November 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 62-63. - EDN RBHZWS.

7. State Registration Certificate for Computer Program No. 2022614292, Russian Federation. Calculation service for MIX and CD of an empty unarmed aircraft: No. 2022612541: applied for publication in Russian Federation. 24.02.2022: publ. 18.03.2022 / S.A. Serebryanskiy, D.Yu. Strelets; applicant - Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". EDN HOBZOY.

Интегрированная логистическая поддержка жизненного цикла изделия авиационной техники с использованием цифровых платформ

Осяев А.Т.¹, Серебрянский С.А.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

Интегрированная логистическая поддержка (ИЛП) представляет собой совокупность видов деятельности, осуществляемых головным разработчиком изделия совместно с другими участниками жизненного цикла (ЖЦ) изделия авиационной техники (АТ) и направленных на формирование системы технической эксплуатации, обеспечивающей эффективное использование изделия при приемлемой стоимости его жизненного цикла [1].

Конкурентоспособность авиационной продукции – понятие комплексное, которое требует многогранной и непрерывной оценки состояния изделия АТ и его составных частей в реальном времени. Этому способствует использование цифровых технологий и переход гибкому управлению жизненным циклом изделия, включая этап утилизации [2].

В данной работе предлагается подход к созданию комплексного платформенного технологического и программного решения, которое будет объединять в себе функционал систем по подготовке производства (системы CAD, CAM, CAE, PDM), систем управления производством (системы MES и ERP) и системы управления ресурсами EAM, обеспечивая при этом высокие стандарты безопасности технической информации. Наполнение такой платформы на начальном этапе должно поддерживаться системой автоматизированного сбора данных (MDC), которая позволяет осуществлять агрегирование данных.

Для каждой стадии жизненного цикла сложного технического объекта характерны два слоя: информационный и материальный. В информационном слое создаются математические модели изделий и процессов различного назначения [3].

Ключевым направлением развития средств математического моделирования и информационной поддержки разработок авиационных комплексов является все более полная их интеграция в рамках проблемно-ориентированных сред междисциплинарного проектирования, анализа и оптимизации физических процессов

[4].

Такой средой может стать «виртуальный самолет» который будет представлять собой программно-аппаратный комплекс, который позволит проводить все работы по интегрированной логистической поддержке изделия авиационной техники [5].

Литература

1. Судов Е.В., Петров А.Н., Петров А.В., Осяев А.Т., Серебрянский С.А. Технологии интегрированной логистической поддержки в процессах жизненного цикла авиационной техники. Учебное пособие / - М.: Эдитус, 2018. - 174 с.: ил. ISBN 978-5-00058-821-5

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. 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. Чечуля, А. С. Прогнозирование перспективных объемов заказа проектируемого самолёта / А. С. Чечуля // Гагаринские чтения - 2022 : Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции XLVIII, Москва, 12–15 апреля 2022 года. – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 56-57. – EDN UNZXTH.

5. 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.

Integrated logistics support for the life cycle of an aircraft product using digital platforms

Osyayev A.T.¹, Serebryansky S.A.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

Integrated logistics support (ILP) is a set of activities carried out by the head developer of the product together with other participants in the life cycle (LC) of an aircraft product (AT) and aimed at forming a system of technical operation that ensures the effective use of the product at an acceptable cost of its life cycle [1].

The competitiveness of aviation products is a complex concept that requires a multifaceted and continuous assessment of the condition of the AT product and its components in real time. This is facilitated by the use of digital technologies and the transition to flexible product lifecycle management, including the recycling stage [2].

This paper proposes an approach to creating an integrated platform technology and software solution that will combine the functionality of production preparation systems (CAD, CAM, CAE, PDM systems), production management systems (MES and ERP systems) and EAM resource management systems, while ensuring high standards of technical information security. The filling of such a platform at the initial stage should be supported by an automated data collection system (MDC), which allows data aggregation.

For each stage of the life cycle of a complex technical object, two layers are characteristic: informational and material. Mathematical models of products and processes for various purposes are created in the information layer [3].

The key direction of the development of mathematical modeling tools and information support for the development of aviation complexes is their increasingly complete integration within the framework of problem-oriented environments of interdisciplinary design, analysis

and optimization of physical processes.

Such an environment can be a "virtual aircraft", which will be a software and hardware complex that will allow all work on integrated logistics support of an aircraft product [4].

References

1. Sudov E.V., Petrov A.N., Petrov A.V., Osyayev A.T., Serebryansky S.A. Technologies of integrated logistics support in the processes of the life cycle of aircraft equipment. Tutorial / - Moscow: Editus, 2018. - 174 p.: ill. ISBN 978-5-00058-821-5

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. 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, October 01-03, 2019. - Moscow: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. - p. 8911020. - DOI 10.1109/MLSD.2019.8911020. - EDN VGFYJT.

4. Chechulya, A. S. Forecasting of prospective order volumes of the designed aircraft / A. S. Chechulya // Gagarin readings - 2022: Collection of abstracts of international youth scientific conference XLVIII, Moscow, April 12-15, 2022. - Moscow: Pero Publishing House, 2022. - pp. 56-57. - EDN UNZXTH.

5. 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, September 28-30, 2020. - Moscow, 2020. - p. 9247749. - DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. - EDN RZMMXZ.

Перспективы струнного транспорта uST в области высокоскоростных перевозок пассажиров

Юницкий А. Э.¹, Артюшевский С. В.¹, Цырлин М. И.¹

¹ЗАО «Струнные технологии», г. Минск, Беларусь

На современном этапе социально-экономического развития одним из наиболее перспективных направлений в транспортной области выступают высокоскоростные перевозки, особенно железнодорожным транспортом. При этом, альтернативой в данном направлении, главным образом для трудноосваиваемых территорий, может стать струнный транспорт Юницкого, признанный инновационным в 2017 г.

Новизна данной транспортной системы состоит в том, что транспортно-инфраструктурные объекты комплекса (электромобили, эстакада, станции, вокзалы, терминалы, стрелочные переводы и проч.) размещены на «втором уровне» с применением комплексных подходов к минимизации энерго- и ресурсозатрат для его функционирования и повышению экологичности системы. Комплекс инженерных решений компании позволяет значительно сократить стоимость строительства и эксплуатации по сравнению с традиционными транспортными системами. Конструкция транспортных средств и особенности путевой структуры позволяют перемещаться со скоростями до 500 км/ч.

При этом, струнным транспортом достигается минимизация энергозатрат на перемещение за счёт:

- оптимальной аэродинамической формы высокоскоростных электромобилей с уникальным коэффициентом аэродинамического сопротивления C_x (не выше 0,06);
- минимальной лобовой площади транспортного средства (ТС);
- устранения эффекта экрана за счёт поднятия ТС и путевой структуры над землёй;
- эффективной системы опирания ТС на путевую структуру (стальное колесо по стальному рельсу).

Благодаря тому, что путевая структура размещается над землёй, исключаются их пересечения с дорогами общего пользования на одном уровне. Кроме того, устраняются помехи движения в виде пешеходов, животных, сельскохозяйственной и иной техники, повышается безопасность высокоскоростного передвижения [1, 2].

Для высокоскоростных пассажирских перевозок инженеринговой компанией Unitsky String Technologies (uST) разработано высокоскоростное ТС – унифлэш U4-362 семейного типа (для шести пассажиров), которое в настоящее время проходит ходовые испытания в "ЭкоТехноПарке" (Марьина Горка, Беларусь).

Кроме того, высокоскоростной инфраструктурный комплекс с применением таких ТС характеризуется высоким уровнем комфорта, безопасности, энергоэффективностью, низкой ресурсоёмкостью, стоимостью строительства и эксплуатации на всех этапах жизненного цикла, низкой себестоимостью перевозок.

Таким образом, обозначенный вид транспорта (на примере высокоскоростных комплексов uST) является одним из актуальных инновационных решений, подтверждающих свои преимущества с научно-технической и экономической точек зрения, в области развития мировой транспортной отрасли в части скоростного транспорта.

Литература

1. Юницкий А. Э. Экологические аспекты струнного транспорта / А. Э. Юницкий, М. И. Цырлин // Инновационный транспорт. – 2020. – № 2. – С. 7 – 9.

2. Юницкий А. Э. Струнный транспорт для городских перевозок пассажиров / А. Э. Юницкий, В. А. Гарах, М. И. Цырлин // Наука и техника транспорта. – 2021. – № 3. – С. 19 – 25.

Prospects of string transport uST in the field of high-speed passenger transportation

Unitsky A.E.¹, Artyushevskiy S.V.¹, Tsyrlin M.I.¹

¹Unitsky String Technologies Inc., Minsk, Belarus

At the present stage of social-economic development, one of the most promising directions in the transport field is high-speed transportation, especially by rail. At the same time, Yunitskiy's SkyWay transport, recognized as innovative in 2017, can become an alternative in this direction, mainly for hard-to-digest territories.

The novelty of this transport system is that the transport and infrastructure facilities of the complex (electric vehicles, overpass, stations, train stations, terminals, switches, etc.) are located on the "second level" with using integrated approaches for minimizing energy and resource costs for its operation and improve the ecological safety of the system. The complex of engineering solutions of the company allows to reduce significantly the cost of construction and operation in comparison with traditional transport systems. The design of vehicles and the characteristics of the track structure allow to move at speeds up to 500 km/h.

At the same time, string transport minimizes energy consumption for movement due to:

- optimal aerodynamic shape of high-speed electric vehicles with a unique coefficient of aerodynamic drag C_x (not higher than 0.06);
- minimum frontal area of the vehicle (vehicle);
- eliminating the screen effect by raising the vehicle and track structure above the ground;
- effective vehicle support system on the track structure (steel wheel on steel rail).

Due to the fact that the track structure is located above the ground, their intersections with public roads on the same level are excluded. In addition, traffic disturbances in the form of pedestrians, animals, agricultural and other equipment are eliminated, and the safety of high-speed movement is increased [1, 2].

For high-speed passenger transportation, the engineering company Unitsky String Technologies (uST) has developed a family-type high-speed vehicle (for six passengers) -

uniflesh U4-362, which is currently undergoing testing at EcoTechnoPark (Maryina Gorka, Belarus).

In addition, a high-speed infrastructure complex with using such vehicles is characterized by a high level of comfort, safety, energy efficiency, low resource intensity, cost of construction and operation at all stages of the life cycle, low cost of transportation.

Thus, the denoted mode of transport (on the example of uST high-speed complexes) is one of the relevant innovative solutions that confirm their advantages from a scientific, technical and economic point of view in the field of development of the global transport industry in terms of high-speed transport.

References

1. Yunitsky A. E. Ecological aspects of string transport / A. E. Yunitsky, M. I. Tsyrlin // Innovative transport. – 2020. – Vol. 2. – P. 7-9.

2. Yunitsky A. E. String transport for urban passenger transportation / A. E. Yunitsky, V. A. Garakh, M. I. Tsyrlin // Science and Technology of transport. – 2021. – Vol. 3. – P. 19-25.

Effect of aerospike geometry variation on drag reduction

Mandal Arindam¹, Saha Sandeep¹

¹Indian Institute of Technology, Kharagpur, India

Wave drag is a well-known phenomenon that supersonic vehicles encounter. Due to the consequences associated with range, manoeuvrability, structural and thermal limit of supersonic vehicles, a range of active [1] and passive techniques [2] are available in order to minimize the impact of drag. Aerospikes are the simplest means of reducing drag, and the simplicity makes them an ideal candidate for field deployment. We introduce variations in the aft-geometry configuration of aerospikes to enhance wave drag reduction (Fig. 1(a-b)). We conduct a series of wind tunnel experiments and axisymmetric viscous simulations at a Mach no of 2.43 for aerospikes with aspect ratio 1.5. The shock angles, structures and location obtained from the viscous simulation are compared with the Schlieren images and, are in reasonable agreement (fig. 1(c-d)). A stepped geometry introduces multiple shocks resulting a reduction in the strength of the reattachment shock (fig. 1(e)). Figure 1(e) shows the pressure distribution for the conventional and stepped aerospikes and the strength of reattachment shock for the stepped spike is reduced than that of the conventional spike. The influence of the recirculation zones and the action of the intermediate oblique shocks and expansion fans on drag reduction is examined by a parametric analysis of the placement of the steps a and b which are the lengths of the first and second step respectively. As the step placements are modified, we observe an increased reduction in wave drag ranging from 9.3% to 21.1% can be achieved over a typical aerospike as shown in fig. 1(f).

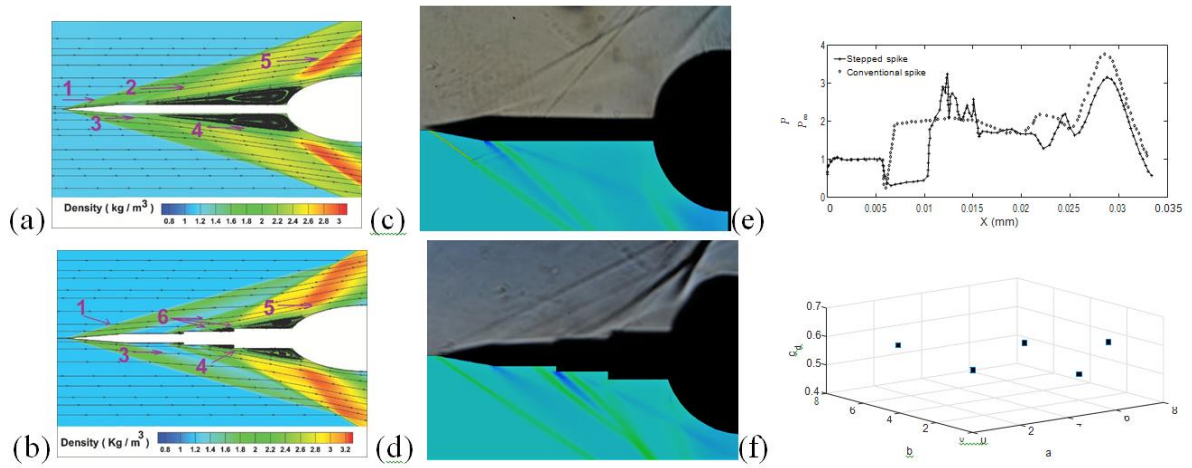


Fig. 1: Density distribution and experimental validation of conventional (a,c), stepped (b,d) aerospike : 1- Tip shock, 2- Separation shock, 3- Expansion fan, 4- Recirculation zone, 5- Reat- tachment shock, 6- Intermediate shocks. (e) represents the non-dimensional pressure at $y = 4$ mm, (f) presents the estimated C_d value at various step locations.

References

1. Ahmed, M. Y. M., and Ning Qin. Journal of Spacecraft and Rockets 47.1 (2010)
2. Eghlima, Z., and K. Mansour. Acta Astronautica 133 (2017)

МАРКЕТИНГ, КОНЦЕПЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ И СЕРТИФИКАЦИЯ

MARKETING, APPLICATION CONCEPTS AND CERTIFICATION

Тенденции, концепции и различные подходы к применению авиационного транспорта в мире.

Губский В.В.¹

¹ ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

В настоящем докладе представлен анализ различных подходов к направлениям развития авиации в различных странах, а также их виденье в рамках совместных коопераций.

Анализ принятых программ и тенденций развития авиации показывает что:

- В рамках использования альтернативных видов топлива существует координатные различия в подходах к их получению и применению, которые существенном образом влияют на облик летательного аппарата. Также существуют несколько направлений получения энергии из альтернативного топлива (сжигание, химическая реакция, температурные перепады), что определяет концепции их применения [1-3].

- В рамках программы устойчивого развития авиации прослеживается тенденция все большей интеграции классических подходов, привлечение разработок из других отраслей, а главное комплексная отработка решений по аэродинамике, прочности, безопасности и другим направлениям на натурных образцах и макетах.

- В рамках программы межконтинентального транспорта основное направление работ связано с разработки нормативной базы, методики измерений и определения допустимых акустических нагрузок. Также направление работ научных центров на ближайшие 3-5 лет связаны с созданием прототипа для демонстрации показателей интенсивности звукового удара с учетом различных факторов.

- В рамках программы городской мобильности (UAM) прослеживаются несколько направления реализации: мультикоптерная схема преимущественно на эклектической тяге, гибридная схема с традиционным двигателем внутреннего сгорания, схема с применением альтернативных видов топлива. Данные схемы имеют прототипы, некоторые из которых успешно прошли испытания. Основные проблемы в настоящий момент лежат в области инфраструктуры, законодательства и коммерческой эффективности.

Анализ принятых программ, опыта совместной кооперации и открытых источников показывает различные подходы к решению задач гражданской авиации, которые сформулированы в национальных программах и реализуются как на международных так и на внутренних уровнях.

Литература

1. https://ec.europa.eu/clima/policies/transport_en
2. <https://www.deltalinqs.nl/stream/h-vision-final-report-blue-hydrogen-as-accelerator>
3. EASN conference. Development of top-level requirements for regional aircraft based on the needs of the Russian market. M.A. Ovdienko, B.G. Nesterenko, A.E. Karpov and other

Trends, concepts and various approaches to air transportation application in the world

Gubskiy V.V.¹

¹ TsAGI, Zhukovskiy, Russia

The analysis of various approaches to aircraft development trends in the various countries, and also their image in frames of joint cooperation is presented.

The analysis of the programs and development trends of aircraft are shows:

- For alternative fuel use of exists co-ordinate distinctions in approaches to their obtaining and application which essential influence in the view of a flight vehicle. Also there are some directions of energy obtaining from alternative fuel (burning, chemical response, temperature heating-cooling) that determines concepts of their application [1-3].

- For the program of a sustainable aviation the tendency of the increasing integration of classical approaches, engaging of development from other branches, and the main thing complex optimization of solutions on aerodynamics, strength, to safety and other directions on full-scale samples and experimental models is tracked.

- For the program of intercontinental transport the main direction of activities connected from development of standard base, a measurement technique and definition of admissible acoustic loads. Also a direction of scientific research centers of the next 3-5 years are linked with creation of a prototype for demonstrating of parameters of intensity of sonic boom taking into account various factors.

- For the program of urban aeromobility (UAM) are tracked some direction of realization: the multicopter scheme mainly on eclectic thrust, the hybrid scheme with a conventional internal-combustion engine, the scheme with alternative fuel application. The schemes have prototypes, and some of them have successfully passed trials. The main problems at the moment lie in the field of an infrastructure, the law and a commercial efficiency.

The analysis of the programs, experience of joint cooperation and open sources shows various approaches to problem solving of an aviation which are formulated in national programs and are realized both on international and at internal levels.

References

1. https://ec.europa.eu/clima/policies/transport_en
2. <https://www.deltalinqs.nl/stream/h-vision-final-report-blue-hydrogen-as-accelerator>
3. EASN conference. Development of top-level requirements for regional aircraft based on the needs of the Russian market. M.A. Ovdienko, B.G. Nesterenko, A.E. Karpov and other

Прогноз спроса на сверхзвуковые пассажирские самолеты в России и в мире в долгосрочной перспективе и роль сверхзвукового транспорта в авиатранспортной системе будущего

Исаева С.Ю.¹, Шадрин Л.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлен анализ перевозок в различных сегментах транспорта, выявлены закономерности, определяющие выбор пассажирами того или иного вида транспорта, и представлен долгосрочный прогноз спроса на сверхзвуковые самолеты. Имеющийся на сегодня опыт эксплуатации коммерческих сверхзвуковых самолетов показал, что в силу ряда причин использование этого вида транспорта было полностью прекращено. [1]

Современный уровень развития технологий может привести к пересмотру отношения к сверхзвуковому транспорту в долгосрочной перспективе.

В работе рассмотрены существующие и перспективные тренды в развитии аэрокосмической отрасли. Отдельно изучено влияние ряда трендов на перспективы развития сверхзвуковых перевозок и изменение конкурентной среды в воздушных перевозках. Сформирована временная шкала внедрения новых технологий в гражданской авиации в мире. На основании временной шкалы определено «окно возможностей» для появления нового поколения сверхзвукового авиационного транспорта.

Сверхзвуковой транспорт следует рассматривать в контексте развития других видов авиационного транспорта с учетом изменения транспортной инфраструктуры в целом и восприятия населением преимуществ сверхзвуковых перевозок.[4]

По данным социальных исследований, комфорт, скорость, стоимость проезда и безопасность являются ключевыми критериями выбора вида транспорта для поездок на дальние расстояния.[2, 3]

В рамках исследования проанализирована зависимость динамики цен и спроса на перевозки в премиальном классе. По итогам выявлена обратная зависимость между ценой и спросом на премиальные авиаперевозки.

На основании данных о перевозках в мире определен перечень перспективных маршрутов для сверхзвукового транспорта, и смоделирована динамика соответствующих перевозок в долгосрочной перспективе.

На основании представленных допущений оценивается спрос на сверхзвуковые самолеты в России и в мире.

Литература

1. Commercial Development of Civilian Supersonic Aircraft, Sara A. Carioscia, Jericho W. Locke, Iain D. Boyd, Mark J. Lewis, Richard P. Hallion, Август 2019, IDA SCIENCE & TECHNOLOGY POLICY INSTITUTE 1701 Pennsylvania Ave., Suite 500, Washington, DC 20006-3602, IDA Document D-10845, Log: H 19-000456

2. Какой транспорт выбирают россияне для поездок по стране. – URL: <https://fom.ru/Obraz-zhizni/11576> (дата обращения 01.07.2022)

3. Датасет перевозок на автобусе, поезде, самолете в апреле 2020. – URL: <https://story.tutu.ru/dataset-tutu-ru-i-dannye-modeli-open-data-science/?ysclid=I52792cy9j795983751> (дата обращения 01.07.2022)

4. Multi-mode Choice Behavior for Passenger in Comprehensive Transportation Corridor, Xiaowei Lia,*, Xiaoyan Tianb, Xiaodong Lib. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877705816003520> (дата обращения 01.07.2022)

Long-term Demand for Supersonic Flight in the Russian Federation and Globally and Role of Supersonic Flight in the Air Transportation of the Future

Isaeva S. Yu.¹, Shadrina L.V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This paper analyzes traffic intensity patterns for different modes of transport. It highlights the regularities that impact passengers' choice of a transportation mode, and presents a long-term forecast of demand for supersonic flight. Today's experience of commercial supersonic operation suggests that due to a number of reasons this mode of transportation has ceased to be used [1].

The technologies currently available suggest that in the long-term the attitude towards this means of transport may change.

The paper considers the current and prospective trends in the Aerospace industry globally. The analysis focuses on the impact of some trends on the prospects of development of supersonic flight and on change in the competitive landscape of air travel. A timeline for introduction of new technologies in global commercial aviation is offered. On this basis we specify a 'window of opportunity' when a new generation of supersonic air transport may come about.

Supersonic transport has to be considered in the context of other means of air transport with account for changes in transport infrastructure and travelers' perception of the advantages of supersonic flight [4].

Sociological research suggests that the key criteria for choice of a long-distance travel are comfort, speed, fare price, and security [2, 3].

We also analyze the interdependence between fare fluctuation and travel demand in the Premium Class. We conclude that there is a trade-off between fare price and demand for Premium travel.

With reference to global transportation data we specify a list of prospective supersonic

flight routes and model a long-term evolution of supersonic travel.

Building upon this set of assumptions, we assess the demand for supersonic aircraft in Russia and globally.

References

1. Commercial Development of Civilian Supersonic Aircraft, Sara A. Carioscia, Jericho W. Locke, Iain D. Boyd, Mark J. Lewis, Richard P. Hallion, August 2019, IDA SCIENCE & TECHNOLOGY POLICY INSTITUTE 1701 Pennsylvania Ave., Suite 500, Washington, DC 20006-3602, IDA Document D-10845, Log: H 19-000456

2. Which Means of Transport are Popular among Russians for Domestic Travel? – URL: <https://fom.ru/Obraz-zhizni/11576> (Accessed on 01.07.2022)

3. Dataset for Travelling by Bus, Train, and Aircraft. April 2020. – URL: <https://story.tutu.ru/dataset-tutu-ru-i-dannye-modeli-open-data-science/?ysclid=152792cy9j795983751> (Accessed on 01.07.2022)

4. Multi-mode Choice Behavior for Passenger in Comprehensive Transportation Corridor, Xiaowei Lia,* Xiaoyan Tianb, Xiaodong Lib. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877705816003520> (Accessed on 01.07.2022).

Разработка программного комплекса решений "Экономическая платформа" для управления себестоимостью продукта методом проектирования под заданные параметры

Панферова О.С.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены фундаментальные исследования проблемы формирования себестоимости продукта в связке с техническим обликом продукта, а также, фундаментальные исследования метода проектирования под заданные параметры и применения метода в высокотехнологичных отраслях промышленности.

Целью проекта является разработка программного обеспечения «Экономическая платформа». Экономическая платформа - программный комплекс решений для управления себестоимостью продукта методом проектирования под заданные параметры (Design to Cost) на всех этапах жизненного цикла. Программный комплекс по технико-экономическому проектированию в высокотехнологичных отраслях промышленности.[2]

Очень часто стоимость проектов выходит за рамки (бюджет), которые были направлены на развитие. Планируемые затраты превышаются, а изделия становятся нерентабельными на рынке. Требуется тщательное аналитическое проектирование продукта на ранних этапах жизненного цикла продукта. Без связанности процессов между всеми участниками цепочки создания ценности достичь рентабельности и конкурентоспособности продукта на рынке нереально. [1]

Благодаря методике проектирования под заданные параметры можно представлять всю структуру затрат на продукт, а инженеры и экономисты могут видеть влияние изменений концепции на стоимость продукта на ранних этапах жизненного цикла.

Экономическая платформа также предоставляет возможности для моделирования затрат, например, для сравнения производственных технологий, что позволит воспроизвести различные сценарии производства, чтобы получить наилучшую концепцию разработки и производства для продукта.

Так, экономическая платформа является связующей средой для технических и экономических характеристик продукта. По сути экономическая платформа позволит сформировать технико-экономический цифровой двойник продукта.

Идея, заложенная в методологию проектирования под заданные параметры, основывается на понятии конкурентоспособности как на определенном соотношении

цены и качества. Очевидно, что изделие, «нацеленное» на коммерческий успех, должно быть спроектировано с учетом этого соотношения. Основная идея проектирования под заданные параметры заключается в создании продукта, качество которого не ниже заданного, а себестоимость не превышает заранее оговоренного предела. В методологии проектирования под заданную стоимость реализуется обратный подход — облик и технические характеристики изделия формируются в соответствии с ограничениями, определенными заданной величиной себестоимости. При реализации такого подхода с самого начального этапа проектирования появляется возможность контролировать стоимостные параметры изделия. Такая возможность сохраняется в течение всего цикла проектирования. Это позволит своевременно вносить в проект соответствующие коррективы. Также, надо сказать, что Экономическая платформа - это не просто программное обеспечение, или же методика, это идеология бизнеса, при которой все участники создания продукта работают на создание конкурентноспособного продукта на рынке, что обеспечит получение положительного финансового результата как по продукту в целом, так и для каждого кооперанта.[3]

Ручная модель Экономической платформы уже применялась к пилотным проектам высокотехнологичных предприятий России.

Литература

1. Уайлман Э. Сокращение затрат. М.: Альпина Паблишер, 2015.
2. Cooper R.G. Perspective: The Stage-Gate Idea to Launch Process – Update, What’s new and NexGen Systems. URL: https://www.stage-gate.net/downloads/wp/wp_30.pdf.
3. Dodgson M., Rothwell R. (Eds.). The Handbook of Industrial Innovations. Aldershot: Brookfield, 1994.

Development of a software package of solutions "Economic Platform" for managing the cost of a product by designing for specified parameters

Panferova O.S.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report presents fundamental research on the problem of forming the cost of a product in conjunction with the technical appearance of the product, as well fundamental research on the design method for given parameters and the application of the method in high-tech industries.

The aim of the project is to develop the software "Economic platform". Economic platform - a software package of solutions for managing the cost of a product by designing to specified parameters (Design to Cost) at all stages of the life cycle. Software package for technical and economic design in high-tech industries.

Very often, the cost of projects goes beyond the (budget) that were aimed at development. Planned costs are exceeded, and products become unprofitable in the market. Careful analytical product design is required early in the product life cycle. Without the connectedness of processes between all participants in the value chain, it is unrealistic to achieve profitability and competitiveness of the product in the market.

With a design-to-design methodology, the entire cost structure of a product can be seen, and engineers and economists can see the impact of concept changes on product costs early in the life cycle.

The Economic Platform also provides cost modeling capabilities, such as comparing manufacturing technologies, which will allow you to replicate different manufacturing scenarios to get the best design and manufacturing concept for a product.

Thus, the economic platform is a connecting medium for the technical and economic characteristics of the product. In essence, the Economic Platform will allow creating a technical and economic digital twin of the product.

The idea embedded in the design methodology for the given parameters is based on the concept of competitiveness as a certain ratio of price and quality. Obviously, a product "aimed" for commercial success must be designed with this ratio in mind. The main idea of designing for given parameters is to create a product whose quality is not lower than the given one, and the cost price does not exceed a predetermined limit. In the design methodology for a given cost, the reverse approach is implemented - the appearance and technical characteristics of the product are formed in accordance with the restrictions determined by the given cost value. When implementing this approach from the very initial stage of design, it becomes possible to control the cost parameters of the product. This possibility is maintained throughout the entire design cycle. This will allow you to make appropriate adjustments to the project in a timely manner. Also, it must be said that the Economic Platform is not just software, or a technique, it is a business ideology in which all participants in the creation of a product work to create a competitive product on the market, which will ensure a positive financial result both for the product as a whole and for each cooperator.

The manual model of the Economic Platform has already been applied to pilot projects of high-tech enterprises in Russia.

References

1. Wilman E. Cost reduction. Moscow: Alpina Publisher, 2015.
2. Cooper R.G. Perspective: The Stage-Gate Idea to Launch Process – Update, What's new and NexGen Systems. URL: https://www.stage-gate.net/downloads/wp/wp_30.pdf.
3. Dodgson M., Rothwell R. (Eds.). The Handbook of Industrial Innovations. Aldershot: Brookfield, 1994.

Разработка методики «брендинга» инновационных продуктов и услуг

Родионов Н.В.¹, Загидуллин Р.С.¹

¹ Самарский университет, г. Самара, Россия

В докладе поставлена проблема низкой распространенности отечественных брендов инновационных продуктов и услуг.

В качестве решения проблемы предложена методика брендинга инновационных продуктов и услуг на основе коллаборации современных отечественных и зарубежных экспертных методов (количественных и качественных), таких как функции развертывания качества (QFD), многокритериальный экспертный метод оценки альтернатив (на базе метода анализа иерархий), а также метода Дельфи.

Решение проблемы представляет собой методику, состоящей из следующих этапов:

- Формирование «Потребительской анкеты брендинга» по оценке критериев рекламационного представления качественных свойств инновационной продукции/услуги потенциальными потребителями на основе результатов, полученных методом функции развертывания качества QFD [1].
- Разработка математических моделей по обработке данных, полученных по результатам заполнения «Потребительской анкеты брендинга» на основе модернизированного многокритериального экспертного метода анализа иерархий.
- Составление «Стратегической карты брендинга», которая характеризует объем и виды маркетинговых результатов интеллектуальной деятельности, подлежащих правовой охране в качестве объектов интеллектуальной собственности [2-3].

В данной работе в качестве объекта для отработки работоспособности разработанной методики выбран сверхзвуковой пассажирский самолет.

Таким образом, достигнутые результаты направлены на создание качественного бренда на мировом инновационном рынке товаров и услуг.

Полученные результаты работ относятся к сфере инновационного менеджмента и предназначены для повышения качества маркетинговой деятельности в отечественных инновационных компаниях и для обеспечения соблюдения требований международных стандартов серии ISO 9001, 14000, 34000, а также 56 000. Настоящая работа разработана для топ-менеджмента из служб по инновационному управлению в отечественных высокотехнологических компаниях.

Литература

1. A. Fernandez-Mora Trade Mark Functions in Business Practice: Mapping the Law Through the Search for Economic Content . Published in IIC International Review of Intellectual Property and Competition Law, 2021, No. 52 (10), pp. 1370-1404.

2. T.G. Butova, E.A.Demakova, S.L.Ulina, O.L.Egoshina, S.I.Mutovin, E.P.Danilina Methodological approach to forming criteria for selecting food products for territorial branding. Published in journal of Siberian Federal University. Humanities and Social Sciences, 2020, No 11, pp. 1880-1892.

3. N. Malovic Royal branding and trade marks. Published in Journal of Intellectual Property Law and Practice, 2020, No. 15 (6), pp. 409-410.

Development of a technique of "branding" of the innovation products and services

Rodionov N.V.¹, Zagidullin R.S.¹

¹ Samara university, Samara, Russia

In the report the problem of low prevalence of domestic brands of the innovation products and services.

As the problem resolution the technique of branding of the innovation products and services on the basis of collaboration of modern domestic and foreign expert methods (quantitative and qualitative), such as functions of expansion of quality (QFD), the multicriteria expert valuation method of alternatives (based on a method of the analysis of hierarchies), and also the Delphi method is offered.

The problem resolution represents a technique, consisting of the following stages:

- Forming of "The consumer questionnaire of branding" on estimates of criteria of damage representation of qualitative properties of the innovation products / service by potential consumers on the basis of the results received by method of function of expansion of quality of QFD [1].

- Development of the mathematical models on data handling received by results of filling of "The consumer questionnaire of branding" on the basis of the upgraded multicriteria expert method of the analysis of hierarchies.

- Drawing up "A strategic map of branding" which characterizes the volume and types of the marketing results of intellectual activity which are subject to legal protection as objects of intellectual property [2-3].

The supersonic passenger airplane is selected from this work as object for working off of operability of the developed technique.

Thus, the achieved results are directed to creation of a qualitative brand on a world innovation commodity market and services.

The received results of works belong to the sphere of the innovation management and are intended for improvement of quality of a marketing activity in the domestic innovation companies and for ensuring compliance with international standards of the ISO 9001, 14000, 34000 series, and also 56 000. This work is developed for top management from services on the innovation management in the domestic high-tech companies.

References

1. A. Fernandez-Mora Trade Mark Functions in Business Practice: Mapping the Law Through the Search for Economic Content . Published in IIC International Review of Intellectual Property and Competition Law, 2021, No. 52 (10), pp. 1370-1404.

2. T.G. Butova, E.A.Demakova, S.L.Ulina, O.L.Egoshina, S.I.Mutovin, E.P.Danilina Methodological approach to forming criteria for selecting food products for territorial branding. Published in journal of Siberian Federal University. Humanities and Social Sciences, 2020, No 11, pp. 1880-1892.

3. N. Malovic Royal branding and trade marks. Published in Journal of Intellectual Property Law and Practice, 2020, No. 15 (6), pp. 409-410.

Разработка концепции сертификации сверхзвуковых самолетов по уровню звукового удара

Страдомский О.Ю.¹, Самойлов И.А.¹, Лесничий И.В.¹,
Самойлов В.И.¹, Кипчарский Д.А.¹
¹ФГУП ГосНИИ ГА, г. Москва, Россия

ИКАО несколько лет активно разрабатывает для сверхзвуковых самолетов (СЗС) нового поколения международные стандарты по уровню шума, создаваемого ими на местности, в том числе в результате звукового удара (ЗУ), но в вопросе нормирования сверхзвуковых полетов над сушей пока по-прежнему остается много неясностей [1].

Из многообразия возможных концепций разработки стандарта и эксплуатации перспективных СЗС наиболее приемлемой на современном этапе, учитывая предполагаемые уровни ЗУ, представляется следующая [2]:

- Стандарт будет устанавливать два максимально допустимых уровня ЗУ на поверхности земли:

- 1-ый – менее жесткий для переходных этапов полета (разгон до сверхзвуковой скорости и торможение с нее до дозвуковой скорости);
- 2-ой – более жесткий для остальных этапов сверхзвукового (крейсерского) полета.

Удовлетворение 2-ому лимиту должно обеспечивать возможность выполнения сверхзвукового полета над сушей без ограничений с точки зрения шумового воздействия на людей. Выполнение переходных этапов полета должно выполняться только в специально выделенных зонах воздушного пространства, где повышенное воздействие ЗУ не будет критичным.

- Сертификация СЗС будет осуществляться на основе расчетных значений уровня ЗУ, полученных по математической модели, созданной для сертифицируемого типа самолета его разработчиком. Удовлетворять установленным лимитам должны расчетные значения уровня ЗУ на поверхности земли, максимально возможные в заявленном разработчиком диапазоне эксплуатационных ограничений для каждого из этапов полета при любых ожидаемых условиях эксплуатации СЗС с учетом возможного фокусирования ударных звуковых волн. Процедура сертификации будет предусматривать предварительную валидацию авиавластями математической модели разработчика на основе реальных измерений уровней ЗУ в ходе летных испытаний СЗС.

- Результаты сертификации СЗС по уровню ЗУ будут включены в летное руководство самолета и помимо сертифицированных уровней ЗУ будут включать в себя:

- летные ограничения (по минимальной высоте полета, максимальной скорости и др.), соответствующие сертифицированным значениям уровня ЗУ;
- характеристики переходных этапов полета (траектории полета, зоны воздействия ЗУ и др.), позволяющие авиавластям выделить требуемые для этих этапов специальные зоны воздушного пространства и установить соответствующие эксплуатационные ограничения.

Система сертификационных требований по уровню ЗУ в перспективе теоретически может быть упрощена, если авиапромышленностью будут достигнуты

столь низкие уровни ЗУ, что при всех режимах сверхзвукового полета на территориях жилой застройки будут выполняться действующие санитарные нормы по шуму [3-4].

Литература

1. Авиация и окружающая среда, Экологический отчет 2019, ИКАО, 2019
2. Разработка предложений в стандарт по звуковому удару для гражданских сверхзвуковых самолётов. / О.Ю. Страдомский, И.А. Самойлов, И.В. Лесничий, В.И. Самойлов, О.А. Кауркина, Д.А. Кипчарский. // Отчет о НИР, ФГУП ГосНИИ ГА. 2019.
3. К.И. Сыпало. Сверхзвуковой транспорт – возможности и перспективы развития. ФГУП «ЦАГИ». Шестая Открытая всероссийская конференция по аэроакустике. 23-27 сентября 2019 г.
4. «Руководство по контролю шума в населенных пунктах» (Guidelines for community noise), Всемирная организация здравоохранения (WHO), Женева, 1999.

The development of certification concept of supersonic aircraft in terms of the level of sonic boom

Stradomskiy O.Yu., Samoylov I.A., Lesnichiy I.V., Samoylov V.I., Kipcharskiy D.A.
FSUE GosNIIGA, Moscow, Russia

For several years ICAO has been actively developing the international noise standards (including sonic boom standards) for next generation supersonic aircraft, but many ambiguities on the issue of rationing supersonic flights over land still exist [1].

Out of the variety of possible concepts for the standard development and the advanced supersonic aircraft operation (taking into account the expected levels of sonic boom), the most acceptable concept at the present stage is the following [2]:

- The standard will establish two maximum allowable levels of sonic boom at the ground surface:
 - The 1st one is less severe for the transitional stages of flight (acceleration to supersonic speed and deceleration from it to subsonic speed);
 - The 2nd one is more severe for the remaining stages of supersonic (cruising) flight.

The second limit satisfaction must ensure the possibility of performing supersonic flight over land without restrictions in terms of noise exposure to people. Flight transitions should only be performed in designated areas of airspace, where increased sonic boom exposure won't be critical.

- The supersonic aircraft certification will be carried out on the basis of the calculated values of the sonic boom level obtained from a mathematical model created for the type of aircraft being certified by its developer. The calculated values of the sonic boom level on the ground surface (the maximum possible values in the range of declared by the developer for each of the flight stage operational limitations under any expected supersonic aircraft operating conditions with taking into account the possible focusing of shock sound waves) should satisfy the established limits. The certification procedure will include the developer's mathematical model validation by the aviation authorities based on real measurements of sonic boom levels during flight tests of supersonic aircraft.

- The supersonic aircraft certification results in terms of sonic boom level will be included in the aircraft's flight operational manual and in addition to certified sonic boom levels will include:
 - flight minimum altitude, maximum speed etc. limits corresponding to certified sonic boom levels
 - flight transitions characteristics (flight trajectories, sonic boom impact zones etc.) that allow the aviation authorities to allocate special airspace areas required for these stages and establish appropriate operational restrictions.

The system of certification requirements for the sonic boom level can theoretically be simplified in the future if the aviation industry achieves such low levels of sonic boom that

the current noise limiting legislation standards are met in all modes of supersonic flight over residential areas [3-4].

References

1. Aviation and Environment, 2019 Environmental Report, ICAO, 2019
2. O.Yu. Stradomskiy, I.A. Samoylov, I.V. Lesnichiy, V.I. Samoylov, O.A. Kaurkina, D.A. Kipcharsky. *Razrabotka predlozhenij v standart po zvukovomu udaru dlya grazhdanskikh sverkhzvukovykh samolyotov* [Development of proposals for a sonic boom standard for civil supersonic aircraft]. Research Work Report. Moscow, GosNII GA, 2019. (In Russian)
3. Sypalo K.I. Sverkhzvukovoj transport – vozmozhnosti i perspektivy razvitiya. *Shestaya Otkrytaya vserossijskaya konferentsiya po aehroakustike* [Supersonic transport – opportunities and development prospects. Sixth Open Russian National Conference on Aeroacoustics]. TsAGI, September 23-27, 2019. (In Russian).
4. Guidelines for community noise, WHO, Geneva, 1999.

Формирование требований к сверхзвуковому воздушному судну на основе примера эксплуатации на маршрутной сети российских авиакомпаний

Исаева С.Ю.¹, Шадрина Л.В.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе рассматривается пример эксплуатации сверхзвукового самолета на маршрутной сети российских авиакомпаний. [2],[3],[4]. На основании проведенного анализа сформирован перечень требований к перспективному воздушному судну. Достижение указанных требований позволит эффективно эксплуатировать воздушное судно в рассматриваемых условиях.

Маршрутная сеть российских авиакомпаний сформирована на основании допущений по дальности маршрутов, на которых целесообразно использовать сверхзвуковые самолеты. Стоимость билета предполагается на уровне цены билета в бизнес-классе современных дозвуковых самолетов. [1]

Ожидаемая доля рынка сверхзвукового самолета определяется исходя из доли бизнес- пассажиров на этих маршрутах. Среднегодовой налет сверхзвукового самолета предполагается сопоставимым с дозвуковыми самолетами, эксплуатируемыми на сходные дальности.

Стартовые характеристики сверхзвуковых самолетов определялись на основании характеристик по весу и мощности двигателя сверхзвуковых самолетов и дозвуковых самолетов текущего поколения.

Отдельной задачей является определение стоимости технического обслуживания сверхзвукового самолета. Для ее оценки использовалась методика, основывающаяся на расчете количества летных часов в среднем цикле эксплуатации, OEW самолета, тяги и количества двигателей.

С учетом ключевых допущений, смоделированы основные параметры эксплуатации сверхзвукового воздушного судна и оценена удельная величина расходов на пассажирокилометр.[5] Использовано допущение, что последняя не должна превышать удельную величину доходов на одинаковом сегменте маршрутов.

На основе оценки чувствительности по каждому из параметров определены диапазоны значений характеристик, которые обеспечат эффективность эксплуатации перспективного самолета.

Литература

1. Analysis of Cost drivers impact on Direct Operating Costs estimation of a hypersonic point-to-point vehicle. – URL: <https://webthesis.biblio.polito.it/6856/1/tesi.pdf> (дата обращения 01.07.2022)
2. Форма раскрытия информации о ценах (тарифах, сборах) на регулируемые работы (услуги) в АО "Международный аэропорт Шереметьево" по состоянию на 01.01.2020 г. – URL:

<https://www.svo.aero/bitrix/upload/sprint.editor/463/463325f1df220c448dc9637fe01e71ea.pdf> (дата обращения 01.07.2022)

3. Ставки аэропортовых сборов и тарифы за наземное обслуживание воздушных судов российских эксплуатантов в аэропорту Пулково – [URL: https://pulkovoairport.ru/partners/airlines/rates/airlines/?ysclid=l4zogf8fxh711497328](https://pulkovoairport.ru/partners/airlines/rates/airlines/?ysclid=l4zogf8fxh711497328) (дата обращения 01.07.2022)

4. Прейскурант Акционерное общество "Международный аэропорт Петропавловск-Камчатский (Елизово)" Сбор за обеспечение авиационной безопасности с 05 апреля 2018 г. – [URL: https://пкс.aero/upload/iblock/566/Preyskurant-na-uslugi-i-tovary-AO-Mezhdunarodnyu-aeroport-Petropavlovsk-Kamchatskiy-Elizovo-dlya-rossiyskikh-potrebiteley-uslug-s-05.04.2018-g..pdf?ysclid=l4zoka31d421421902](https://пкс.aero/upload/iblock/566/Preyskurant-na-uslugi-i-tovary-AO-Mezhdunarodnyu-aeroport-Petropavlovsk-Kamchatskiy-Elizovo-dlya-rossiyskikh-potrebiteley-uslug-s-05.04.2018-g..pdf?ysclid=l4zoka31d421421902) (дата обращения 01.07.2022)

5. Ставки сбора за аэронавигационное обслуживание российских пользователей воздушного пространства Российской Федерации, осуществляющих внутренние полеты. – [URL: https://favt.gov.ru/dejatelnost-ajeronavigacionnoe-obsluzhivanie-stavki-sborov/?ysclid=l4zo73mbn6601679486](https://favt.gov.ru/dejatelnost-ajeronavigacionnoe-obsluzhivanie-stavki-sborov/?ysclid=l4zo73mbn6601679486) (дата обращения 01.07.2022)

Requirements for Supersonic Aircraft: The Case of Operation on the Russian Airlines Network

Isaeva S. Yu.¹, Shadrina L. V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This paper looks at a case of operation of a supersonic aircraft on the Russian airlines network. [2],[3],[4] The analysis formulates a set of requirements for the future aircraft. Fulfillment of these requirements would allow for an efficient operation of the prospective aircraft in the conditions described.

Russian airlines network is reconstructed on the basis of the assumed ranges of routes on which supersonic flights may be effectively operated. The fare is assumed similar to a Business Class fare for a standard subsonic flight. [1]

The market share of supersonic flights is determined by the number of Business Class passengers on the routes considered. The average annual flight hours for supersonic aircraft are assumed to be comparable to subsonic flights used for similar ranges.

Initial specifications of supersonic aircraft are determined according to weight and engine power of the current generation supersonic and subsonic aircraft.

Estimation of supersonic aircraft maintenance cost presents a particular problem. It is estimated according to the number of flight hours in an average operation cycle, aircraft OEW, propulsion, and engines number.

With the key assumptions in mind, this paper models the key operating parameters for supersonic aircraft and estimates the specific costs per passenger-kilometer. [5] We proceed from the assumption that the latter should not exceed the revenue for the same segment of routes.

Evaluating sensitivities for each of the parameters allows for determination of a range of characteristics that ensure the efficiency of operation of the aircraft in question.

References

1. Analysis of Cost Drivers Impact on Direct Operating Costs Estimation of a Hypersonic Point-to-point Vehicle. – [URL: https://webthesis.biblio.polito.it/6856/1/tesi.pdf](https://webthesis.biblio.polito.it/6856/1/tesi.pdf) (Accessed on 01.07.2022)

2. Information Form on Fares (Tariffs and Fees) on Fixed Services at Sheremetyevo International Airport, as of 1 January 2020.

– URL:

<https://www.svo.aero/bitrix/upload/sprint.editor/463/463325f1df220c448dc9637fe01e71ea.pdf> (Accessed on 01.07.2022)

3. [Airport Fees and Tariffs for Russian Airlines Gound Servicing at Pulkovo Airport.](https://pulkovoairport.ru/partners/airlines/rates/airlines/?ysclid=l4zogf8fxh711497328) – URL: <https://pulkovoairport.ru/partners/airlines/rates/airlines/?ysclid=l4zogf8fxh711497328> (Accessed on 01.07.2022)

4. [Pricelist of International Airport of Petropavlovsk-Kamchatsky / Yelisovo, Aviation Security Service Fees, 5 April 2018.](https://pkc.aero/upload/iblock/566/Preyskurant-na-uslugi-i-tovary-AO-Mezhdunarodnyy-aeroport-Petropavlovsk_Kamchatskiy-Elizovo-dlya-rossiyskikh-potrebiteley-uslug-s-05.04.2018-g..pdf?ysclid=l4zoka31d421421902) – URL: https://pkc.aero/upload/iblock/566/Preyskurant-na-uslugi-i-tovary-AO-Mezhdunarodnyy-aeroport-Petropavlovsk_Kamchatskiy-Elizovo-dlya-rossiyskikh-potrebiteley-uslug-s-05.04.2018-g..pdf?ysclid=l4zoka31d421421902 (Accessed on 01.07.2022)

5. [Air Navigation Fees for the Russian Airspace Users on Domestic Airlines.](https://favt.gov.ru/deyatelnost-ajeronavigacionnoe-obsluzhivanie-stavki-sborov/?ysclid=l4zo73mbn6601679486) – URL: <https://favt.gov.ru/deyatelnost-ajeronavigacionnoe-obsluzhivanie-stavki-sborov/?ysclid=l4zo73mbn6601679486> (Accessed on 01.07.2022)

Кадровое обеспечение красноярского авиахаба как фактор развития скоростного транспорта Сибири и Дальнего Востока

Лукьянова А.А.¹, Кузнецов Е.В.¹

¹ СибГУ им. М.Ф. Решетнева, г. Красноярск, Россия

Географическое расположение Красноярского края относительно густонаселенных и экономически развитых регионов, его протяженность и отдаленность северных территорий, обуславливают необходимость обеспечения авиатранспортной доступности [1].

С конца 1990-х годов было несколько проектов по развитию авиахаба на базе аэропорта Красноярск, в том числе для кроссполярных перелетов. Первоначальный энтузиазм сошел на нет с распадом АК «КрасЭйр», недостатком финансовой поддержки и неясными перспективами увеличения пассажиропотока, но с середины 2010-х аэропорт Красноярск начал трансформироваться: построен новый терминал, ВПП позволяет принимать воздушные суда любых типов без ограничений и т.п.

Развитие пошло по пути «своих» региональных хабов для авиакомпаний. Так, перевозчик AirBridgeCargo выполнял рейсы из Азии в Европу и Америку через Красноярск. 1 июня 2021 года открылся первый региональный хаб авиакомпании «Аэрофлот», который был создан для развития прямых региональных рейсов, минуя Москву.

Говоря об авиационной инфраструктуре Красноярского края нельзя не упомянуть о региональном авиасообщении, которое также идет по пути авиахабов как пересадочных узлов с одного типа воздушного судна на другое. Так, из Красноярска осуществляется прилет на воздушных судах большой вместимости, а разлет по территориям на легкомоторной авиации или вертолетах.

Вместе с появлением в регионе новых авиакомпаний и развитием уже имеющихся, растет потребность в авиационном персонале. Опыт показал, что местные климатические условия зачастую отпугивают желающих приехать на работу из других регионов, поэтому особое значение приобретает подготовка специалистов на месте [2-4].

СибГУ им. М.Ф. Решетнева, известный ранее как Аэрокосмический университет, готовит в г. Красноярске специалистов, осуществляющие техническое обслуживание воздушных судов. Университет обладает собственным учебным авиационным техническим центром в аэропорту Красноярск с образцами авиатехники. Студенты проходят обучение по согласованным с работодателем образовательным программам, с обязательной практикой на авиапредприятиях Сибири и Дальнего Востока. На младших курсах студенты получают профильную рабочую профессию, затем, в рамках дополнительного образования, знания и опыт работы с полимерными композиционными материалами, используемыми в современной авиации. Запланирована независимая оценка качества образования обучающихся и выпускников оценочными средствами Центра Компетенций Аэропорта Красноярск.

Литература

1. Гильц, Н. Е. Новосельский Н. К. Возможности развития Международного аэропорта Красноярск в авиационный хаб // Экономика и управление: научно-практический журнал. – 2021. – № 3(159). – С. 143-148.
2. Лукьянова А.А., Диденко Л.А., Саволайнен Г.С., Кирко В.И., Кононова Е.С. Управление развитием человеческого потенциала – Красноярск : СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2020. – 204 с.
3. Лукьянова А.А., Кононова Е.С., Подвербных О.Е. Возможности развития человеческого потенциала территории в условиях трансформации экономики // Экономические науки. – 2022. – № 209. – С. 111-116.
4. Подвербных О.Е., Лукьянова А.А., Белякова Е.В., Самохвалова С.М. Региональные вызовы: приоритеты и механизмы преодоления – Красноярск : СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2022. – 164 с.

Staffing of the Krasnoyarsk aviation hub as a factor in the development of high-speed transport in Siberia and the Far East

Lukyanova A.A.¹, Kuznetsov E.V.¹

¹ SibGU named after M.F. Reshetnev, Krasnoyarsk, Russia

The geographical location of Krasnoyarsk region in relation to densely populated and economically developed regions, its length and the remoteness of the northern territories make it necessary to provide air transport accessibility [1].

Since the late 1990s there have been several projects to develop an air hub on the basis of Krasnoyarsk airport, including for cross-polar flights. The initial enthusiasm came to naught with the collapse of KrasAir, lack of financial support and unclear prospects of increasing passenger traffic, but from the mid-2010s Krasnoyarsk airport began to transform: a new terminal was built, the runway allows receiving aircrafts of any type without restrictions, etc.

The development followed the path of "own" regional hubs for airlines. For example, AirBridgeCargo carrier operated flights from Asia to Europe and America via Krasnoyarsk. On June 1, 2021 the first regional hub of Aeroflot was opened, which was created to develop direct regional flights, bypassing Moscow.

Speaking about the aviation infrastructure of Krasnoyarsk region we should mention the regional air traffic, which also follows the path of air hubs as transfer hubs from one type of aircraft to another. So, from Krasnoyarsk there is an arrival by high-capacity aircrafts, and the departure by territories by light-engine aviation or helicopters.

Together with the emergence of new airlines in the region and the development of existing ones, the need for aviation personnel is growing. Experience has shown that local climatic conditions often discourage people who want to come to work from other regions, so the education of specialists on the spot acquires particular importance [2-4].

Reshetnev Siberian State University, formerly known as the Aerospace University, in Krasnoyarsk give education specialists on maintenance of aircrafts.. The University has its own training aviation technical center at Krasnoyarsk airport with samples of aviation equipment. Students are trained according to the educational programs coordinated with the employer and go through obligatory practice at the aviation enterprises of Siberia and the Far East. On the junior year the students get the profile working profession, then as of additional education they get knowledge and experience of working with polymer composite materials used in modern aviation. An independent evaluation of the quality of education of the students and graduates is planned by the assessment tools of the Krasnoyarsk Airport Competence Center.

References

1. Gilz, N. E. Novoselsky N. K. Opportunities for the development of Krasnoyarsk International Airport into an aviation hub // Economics and Management: scientific and practical journal. - 2021. - № 3(159). - C. 143-148.
2. Lukyanova A.A., Didenko L.A., Savolainen G.S., Kirko V.I., Kononova E.S. Management of Human Development - Krasnoyarsk : M.F. Reshetnev SibGU, 2020. - 204 c.
3. Lukyanova A.A., Kononova E.S., Podverbnykh O.E. Opportunities for developing the human potential of the territory in conditions of economic transformation // economic sciences. - 2022. - № 209. - C. 111-116.
4. Podverbnykh O.E., Lukyanova A.A., Belyakova E.V., Samokhvalova S.M. Regional challenges: priorities and coping mechanisms - Krasnoyarsk : M.F. Reshetneva SibGU, 2022. - 164 c.

АЭРОДИНАМИКА И СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

AERODYNAMICS AND POWER PLANT

Расчет требований к силовой установке и аэродинамической компоновке СПС «высокого уровня» для выполнения норм по уровню шума на местности
Башкиров И.Г.¹, Беляев И.В.¹, Копьев В.Ф.¹, Рябов М.П.², Селиванов О.Д.², Фокин Д.Б.²,
Чернавских Ю.Н.¹, Чернышев С.Л.¹

¹ ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия, ²ЦИАМ, г. Москва, Россия

В докладе рассматривается принципиальная возможность достижения заданного уровня шума на местности компоновки СПС «высокого уровня» путем дросселирования двигателей на взлете. При этом рассчитывается требуемая зависимость минимальной взлетной тяговооруженности от нагрузки на крыло при заданных: сбалансированной ВПП с $L_{ВПП} = 3200$ м (аэродромы класса А), аэродинамическом качестве на взлетном режиме и степени дросселирования двигателей, определяемой целевым значением скорости истечения струи двигателей.

В качестве исходных данных при выборе параметров компоновки и силовой установки на взлете использованы аэродинамические данные и высотно-скоростные характеристики силовой установки тестовой компоновки R2 с силовой установкой на базе трех двигателей со степенью двухконтурности $m_{кр} = 2.5$ по материалам исследований Лабораторий 1, 2, 4 НЦМУ «Сверхзвук». Показано влияние аэродинамического качества для взлетной конфигурации на степень достижимости заданного уровня шумового воздействия.

Оценка шума на местности в зависимости от скорости истечения струи двигателей выполнена с помощью программы SOPRANO при следующих условиях и допущениях:

- расчет шума только в боковой и пролетной контрольных точках,
- источник шума – только реактивные струи, шум от которых моделировался в соответствии с методикой SAE ARP 876D,
- шум в третьей контрольной точке на посадке принят равным 99.3 ЕРНдБ, что соответствует максимальному разрешенному значению Главы 14 в этой контрольной точке для самолета с максимальной взлетной массой 70 тонн.

В результате показано, что в рамках принятых условий и допущений целевое значение скорости истечения струи двигателей $V_L \sim 364$ м/сек на взлете в случае рассматриваемой компоновки R2 может быть обеспечено, например, выбором стартовой тяговооруженности $(P/G)_0 \sim 0.53$ при $(G/S)_0 \sim 450$ кг/м². Это может создать условия для выполнения требования Главы 14 по шуму на местности СПС в компоновке R2 с тремя двигателями со степенью двухконтурности $m_{кр} = 2.5$. Требуемое значение взлетной тяговооруженности может быть снижено на ~ 0.03 путем увеличения взлетного аэродинамического качества на ~ 1 .

Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Power plant and aerodynamic arrangement parameters calculation of the “high level” SST under community noise level requirements

Bashkirov I.G.¹, Belyaev I.V.¹, Kopiev V.F.¹, Ryabov M.P.², Selivanov O.D.², Fokin D.B.²,
Chernavskih Y.N.¹, Chernyshev S.L.¹

¹TsAGI, Zhukovsky, Russia, ²CIAM, Moscow, Russia

The report discusses the fundamental possibility of achieving a specified community noise level of the “high level” SST arrangement by throttling the engines at takeoff. The required dependence of the minimum takeoff thrust-to-weight ratio on the wing load is

calculated for the given: balanced runway with $L = 3200\text{m}$ (class A aerodromes), lift-to-drag ratio in takeoff mode and engine throttling degree determined by the target value of the engine jet exhaust velocity.

As input data, when choosing the arrangement parameters and the power plant at takeoff, aerodynamics and the altitude-velocity characteristics of the power plant of the R2 test arrangement with a three engine power plant with a bypass ratio $m_{cr} = 2.5$ were used based on the research materials of Laboratories 1, 2, 4 of the WCRC "Supersonic". The influence of the lift-to-drag ratio at the takeoff configuration on the degree of achievability of a given level of noise exposure is shown.

The assessment of the community noise depending on the speed of the jet of engines was carried out using the SOPRANO program under the following conditions and assumptions:

- noise calculation only at lateral and flight control points,
- noise source - only jets, the noise from which was modeled in accordance with the SAE ARP 876D methodology,
- noise at the third landing fix is assumed to be 99.3 EPNdB, which corresponds to the maximum permitted Chapter 14 value at this fix for an airplane with a maximum takeoff weight of 70 tonnes.

As a result, it is shown that, within the framework of the accepted conditions and assumptions, the target value of the engine jet velocity $V_L \sim 364\text{ m/s}$ on takeoff in the case of the considered layout R2 can be ensured, for example, by choosing the starting thrust-to-weight ratio $(P/G)_0 \sim 0.53$ at $(G/S)_0 \sim 450\text{ kg/m}^2$. This may create conditions for fulfilling the requirements of Chapter 14 on noise on the ground ATP in the layout R2 with three engines with a bypass ratio $m_{cr} = 2.5$. The required takeoff thrust-to-weight ratio can be reduced by ~ 0.03 by increasing the takeoff lift-to-drag ratio by ~ 1 .

The report is prepared in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center "Supersonic" for 2020-2050 funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement of December, 8, 2020 № 075-11-2020-023).

Возможность достижения сверхзвуковым гражданским самолетом допустимых уровней шума на местности

Копьев В.Ф.¹, Беляев И.В.¹, Дунаевский А.И.¹, Пухов А.А.², Трофимовский И.Л.²

¹ ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

² ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», Москва, Россия

Пример сверхзвуковых гражданских самолетов (СГС) первого поколения – Ту-144 и Concorde, - а также имеющиеся оценки уровня шума перспективных СГС показывают, что СГС имеют более высокий уровень шума на местности, чем современные им дозвуковые самолеты с той же максимальной взлетной массой. Как следствие, возможность СГС достичь уровней шума, соответствующих действующим нормам по шуму на местности для дозвуковых самолетов, является крайне сложной, если вообще выполнимой задачей.

Одним из основных (а для СГС первого поколения – полностью доминирующим) источников шума СГС является шум струи [1]. Традиционный способ снижения шума струи двигателя за счет увеличения степени его двухконтурности имеет для СГС ограниченную применимость и при существующих аэродинамических ограничениях не позволяет снизить шум СГС до приемлемых уровней (т.е. действующих требований по шуму для дозвуковых самолетов, сформулированных в Главе 14 Тома I Приложения 16 ИКАО).

В данной работе для одной из концепций перспективного СГС, разработанной в ЦАГИ, проводится исследование различных способов снижения шума СГС до приемлемых уровней при условии сохранения тяги двигателей. Во-первых, проводится

оценка требуемой степени двухконтурности маршевого двигателя СПС, которая позволила бы ему удовлетворить требованиям Главы 14, в предположении, что шум струи является основным источником шума СГС. Полученная таким образом степень двухконтурности $m = 3.7$ оказывается выше, чем общепринятая верхняя граница степени двухконтурности маршевых двигателей СГС $m = 3$ [2]. Во-вторых, рассматривается способ снижения шума струи маршевых двигателей на взлетно-посадочном режиме за счет их дросселирования при компенсации тяги дополнительными двигателями, которые выключаются в режиме крейсерского полета [3]. Получены оценки суммарного шума такого СГС на местности для различной степени дросселирования двигателя и показано, что он может удовлетворить требованиям Главы 14 с запасом ~ 4 ЕPNдБ.

Как следствие, сделан вывод о возможности достижения перспективными сверхзвуковыми гражданскими самолетами приемлемых уровней шума на местности.

Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Литература

1. Piccirillo, G. et al. Guidelines for the LTO Noise Assessment of Future Civil Supersonic Aircraft in Conceptual Design (2022) Aerospace, 9, 27.
2. Papamoschou, D.; Debiasi, M. Conceptual development of quiet turbofan engines for supersonic aircraft. J. Propuls. Power (2003) 19, 161
3. Kopiev, V.F., et al. On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noise Requirements Using Existing Technologies (2022) Aerospace, 9, 187.

Feasibility of supersonic civil aircraft to achieve acceptable levels of community noise

Kopiev V.F.¹, Belyaev I.V.¹, Dunaevsky A.I.¹, Pukhov A.A.², Trofimovsky I.L.²

¹ TsAGI, Moscow, Russia

² National Research Center "Zhukovsky Institute", Moscow, Russia

An example of the first generation supersonic civil aircraft (SCA), i.e. Tupolev-144 and Concorde, as well as the available estimates of the noise level of future SCA, show that the SCA have higher community noise levels than their contemporary subsonic aircraft with the same maximum takeoff mass. As a consequence, the feasibility of SCA to reach the noise levels that correspond to the current community noise regulations for subsonic aircraft is extremely difficult, if achievable at all.

One of the main (and absolutely dominant for the first generation SCA) sources of SCA noise is jet noise [1]. The traditional method of reducing jet noise of an aviation engine by increasing its bypass ratio has limited applicability for SCA and, under existing aerodynamic limitations, does not allow reducing SCA noise to acceptable levels (i.e., the current noise requirements for subsonic aircraft formulated in Chapter 14 of Volume I of the Annex 16 ICAO).

This paper studies, in application to one of the concepts of future SCA developed at TsAGI, various ways to reduce SCA noise down to acceptable levels, while maintaining engine thrust. First, an assessment is made of the required bypass ratio of the SCA cruising engines that would allow it to meet the requirements of Chapter 14, assuming that jet noise is the main source of SCA noise. The bypass ratio $m = 3.7$ obtained in this way turns out to be higher than the generally accepted upper limit of the bypass ratio of SCA cruising engines $m = 3$ [2]. Secondly, a method is considered to reduce the noise of the jet of cruising engines in the takeoff and landing mode due to their throttling while their thrust is compensated by additional engines that are turned off in the cruising flight mode [3]. Estimates of the community noise of such an SCA for various throttling coefficients of its engines are obtained and it is shown that the SCA can meet the requirements of Chapter 14 with a margin of ~ 4 ЕPNдБ.

As a result, a conclusion is made about the feasibility of achieving acceptable levels of community noise for future supersonic civil aircraft.

This research was funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (grant no. 075-11-2020-023) within the program for the creation and development of the World-Class Research Center “Supersonic” for 2020-2025.

References

1. Piccirillo, G. et al. Guidelines for the LTO Noise Assessment of Future Civil Supersonic Aircraft in Conceptual Design (2022) Aerospace, 9, 27.
2. Papamoschou, D.; Debiassi, M. Conceptual development of quiet turbofan engines for supersonic aircraft. J. Propuls. Power (2003) 19, 161
3. Kopiev, V.F., et al. On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noi

Сравнение результатов расчета характеристик звукового удара на земле с экспериментальными данными реального самолета

Горбовской В.С.¹, Кажан А.В.¹, Корунов А.О.¹, Кузин С.А.¹

¹ ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Обеспечение безопасного уровня звукового воздействия на человека и окружающую среду является одним из важнейших аспектов разработки сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения. Задача определения характеристик звукового удара (эпюры избыточного давления, зона покрытия на земле и громкость в различных метриках) ввиду больших расстояний распространения может быть решена либо экспериментально с использованием летного демонстратора, либо расчетным путем.

В 2018 - 2019 г. при совместном участии ЦАГИ и ЛИИ проведен ряд экспериментальных исследований на аэродроме «Третьяково» с измерением эпюр избыточного давления на земле от летящего со сверхзвуковой скоростью самолета Су – 30 и высотных профилей атмосферных параметров при помощи метеозонда, установленного на вертолете Ми – 8АМТ. Кроме того, снимались данные с ближайших метеостанций в Рязани и Москве.

Достоверность расчетного метода во многом зависит от описываемых этим методом физических процессов и лежащих в его основе предположений. Для расчета характеристик звукового удара на земле использовалась двухэтапная процедура расчета, заключающаяся в определении ближнего возмущенного поля течения в окрестности летательного аппарата при помощи программного комплекса ANSYS CFX и расчете распространения полученных возмущений в дальнее поле (до земли), а также их затухания в неоднородной атмосфере с ветром с использованием разработанного в ЦАГИ программного кода «vBoom».

Программный код «vBoom» основан на численном решении обобщенного на случай подвижной среды дополненного уравнения Бюргера [1], описывающего изменение эпюры избыточного давления p' вдоль траектории распространения s

$$\frac{\partial p'}{\partial s} = p' \frac{1}{B} \frac{\partial B}{\partial s} + \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \left(\frac{c_0}{v_r} \right) \Omega \frac{\partial p'^2}{\partial t'} + \frac{\ell + \mathcal{R}}{2\rho_0 c_0^3} \left(\frac{c_0}{v_r} \right) \Omega^2 \frac{\partial^2 p'}{\partial t'^2} - \frac{p'}{2\rho_0 c_0^2} (\Omega - 1) \left(\frac{\partial p_0}{\partial s} - c_0^2 \frac{\partial \rho_0}{\partial s} \right), \quad (1)$$

где $B = \sqrt{\frac{\rho_0 \Omega c_0^2}{A_0 v_r}}$, $\beta = \frac{B}{2A} + 1$, $\ell = \lambda_0 + 2\mu_0 + \frac{\kappa_0}{c_p} (\gamma - 1)$, $\mathcal{R} = \rho_0 c_0^2 \sum_v \frac{m_v \tau_v}{1 + \tau_v \Omega \frac{\partial}{\partial t}}$, $\Omega =$

$\frac{c_0}{c_0 + \mathbf{v}_0 \cdot \mathbf{n}}$, индексом «0» обозначены параметры невозмущенной среды, \mathbf{n} – вектор нормали к поверхности фронта, $\mathbf{v}_r = \mathbf{v}_0 + c_0 \mathbf{n}$ – вектор скорости волны относительно земли. Уравнение (1) учитывает изменение плотности акустической энергии за счет изменения площади лучевой трубки (первое слагаемое), нелинейные свойства распространения звука в атмосфере (второе слагаемое), диссипацию акустической

энергии, обусловленную вязкостью и теплопроводностью среды и протекающих в ней процессов релаксации при прохождении акустической волны (третье слагаемое), а также изменение энтропии невозмущенной среды вдоль траектории распространения возмущений (четвертое слагаемое).

В данной работе представлены результаты сравнение расчетных эпюр избыточного давления на земле с экспериментальными, а также показано сильное влияние турбулентных свойств среды на согласование расчетных и экспериментальных данных.

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 17.05.2022 г. № 075-15-2022-1023).

Литература

1. S.L. Chernyshev, V.S. Gorbovskoy, A.V. Kazhan, A.O. Korunov, Re-entry vehicle sonic boom issue: Modelling and calculation results in windy atmosphere based on the augmented Burgers equation, Acta Astronautica, 2022.

Comparison of the calculation results of sonic boom characteristics on the ground with experimental data of a real aircraft

Gorbovskoy V.S.¹, Kazhan A.V.¹, Korunov A.O.¹, Kuzin S.A.¹

¹TsAGI, Zhukovsky, Russia

One of the most important aspect in developing of the new generation's supersonic civil aircrafts is to provide a safe sonic boom impact on people and environment. The task of sonic boom characteristics (waveform, ground carpet and loudness in different metrics) definition can be solved either in experimental way using real flight demonstrator or in calculation way because of a large wave propagation distances from source to the ground.

Some experimental investigations were performed in 2018 - 2019 years by specialist of Tsagi and Flight Research Institute at the «Tretyakovo» airport from Su-30 aircraft flying at supersonic speed of ground waveforms and heights' profiles of atmospheric parameters (pressure, temperature) with the help of Mi-8AMT helicopter. Furthermore, additional data (wind, density) were detected at near weather stations, located in Ryazan and Moscow.

Accuracy of a calculation method depends on physical effects described by the method and assumptions lied on its base. For the reason of sonic boom characteristics calculation from an aircraft to the ground a two-step procedure is used consisting in near field definition with the help of ANSYS CFX computer program and disturbances propagation and its attenuation calculations in windy inhomogeneous medium by means of computer code «vBoom» developed in Tsagi.

Computer code «vBoom» is based on the numerical solution of the generalized form of augmented Burgers equation on the case of moving medium [1] describing evolution of the waveform's overpressure p' during its propagation along trajectory s .

$$\frac{\partial p'}{\partial s} = p' \frac{1}{B} \frac{\partial B}{\partial s} + \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \left(\frac{c_0}{v_r} \right) \Omega \frac{\partial p'^2}{\partial t'} + \frac{\ell + \mathcal{R}}{2\rho_0 c_0^3} \left(\frac{c_0}{v_r} \right) \Omega^2 \frac{\partial^2 p'}{\partial t'^2} - \frac{p'}{2\rho_0 c_0^2} (\Omega - 1) \left(\frac{\partial p_0}{\partial s} - c_0^2 \frac{\partial \rho_0}{\partial s} \right), \quad (1)$$

where $B = \sqrt{\frac{\rho_0 \Omega c_0^2}{A_0 v_r}}$, $\beta = \frac{B}{2A} + 1$, $\ell = \lambda_0 + 2\mu_0 + \frac{\kappa_0}{c_p} (\gamma - 1)$, $\mathcal{R} = \rho_0 c_0^2 \sum_v \frac{m_v \tau_v}{1 + \tau_v \Omega \frac{\partial}{\partial \tau}}$, $\Omega = \frac{c_0}{c_0 + \mathbf{v}_0 \cdot \mathbf{n}}$, the ambient parameters is denoted by the subscript «0», \mathbf{n} – normal vector to the waveform, $\mathbf{v}_r = \mathbf{v}_0 + c_0 \mathbf{n}$ – wave speed vector with respect to the ground. Equation (1) describes the change in density of acoustic energy by means of the change in tube cross-section (first term), nonlinear sound properties in propagation in atmosphere (second term), acoustic energy dissipation due to medium viscosity, thermal conductivity and relaxing processes of oxygen and nitrogen when the wave pass by (third term), and the change in the entropy of the ambient medium along the propagation path (fourth term).

The results of comparison of the waveform overpressure at the ground with experimental data are represented and strong effects of atmospheric turbulence are shown at this paper.

The publication is prepared 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 May, 17, 2022 № 0075-15-2022-1023).

References

1. S.L. Chernyshev, V.S. Gorbovskoy, A.V. Kazhan, A.O. Korunov, Re-entry vehicle sonic boom issue: Modelling and calculation results in windy atmosphere based on the augmented Burgers equation, Acta Astronautica, 2022.

Влияние дозвукового аэродинамического качества на характеристики сверхзвукового пассажирского самолета

Горчаков С. Е.¹, Петрушкин А.Н.¹

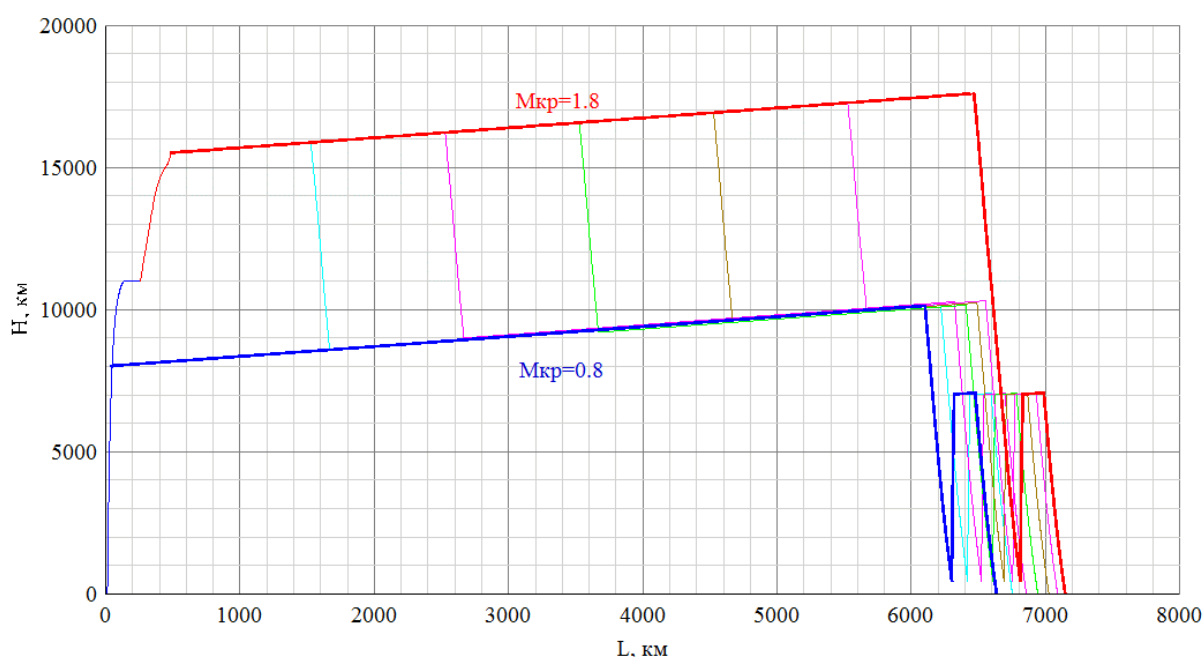
¹ ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

В докладе представлены результаты расчетных исследований влияния дозвукового аэродинамического качества на летно-технические и взлетные характеристики сверхзвукового пассажирского самолета (СПС).

В качестве исходных данных расчета были использованы аэродинамические данные и высотно-скоростные характеристики силовой установки варианта тестовой компоновки R2, исследуемой в Лаб. 1 НЦМУ “Сверхзвук”.

В результате проведения расчетного анализа показано:

- влияние аэродинамического качества для взлетной конфигурации на требуемую для взлета минимальную тяговооруженность по условию обеспечения заданной сбалансированной ВПП,
- влияние дозвукового аэродинамического качества для крейсерской конфигурации на дальность сверхзвукового полета с учетом АНЗ,
- влияние дозвукового аэродинамического качества для крейсерской конфигурации на дальность прерванного сверхзвукового полета.



Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-23).

The effect of subsonic aerodynamic quality on the characteristics of a supersonic passenger aircraft.

Gorchakov S. E.¹, Petrushkin A.N.¹

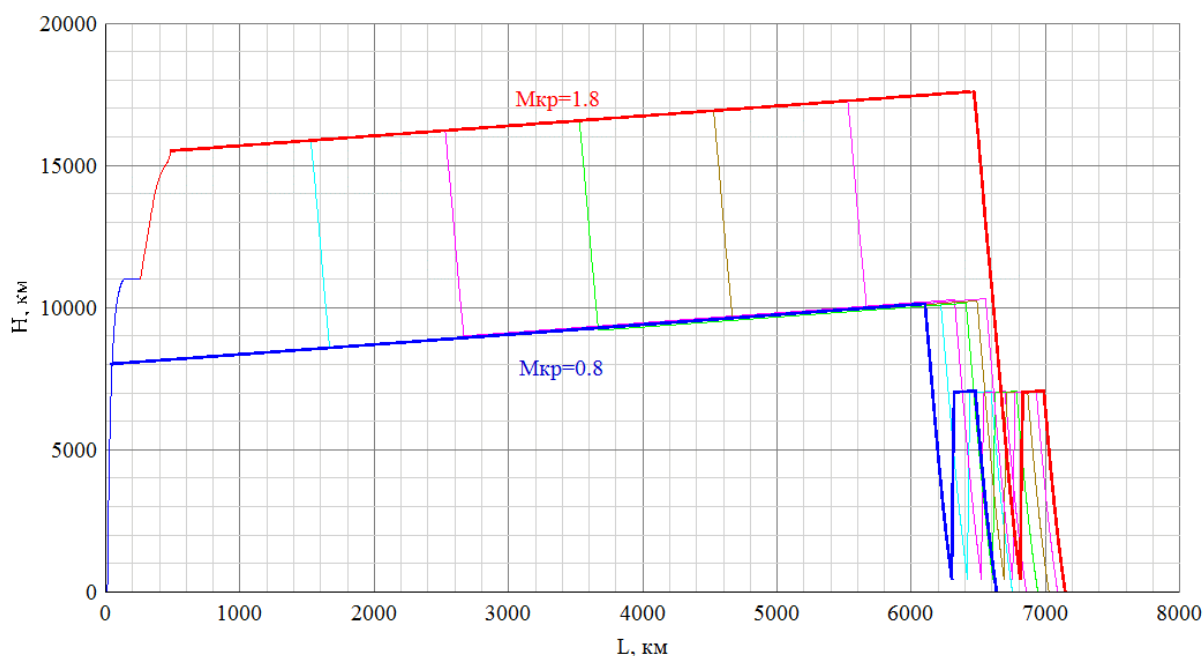
¹TsAGI, Zhukovsky, Russia

The report presents the results of computational studies of the effect of subsonic aerodynamic quality on the flight performance and take-off characteristics of a supersonic passenger aircraft.

As the initial calculation data, aerodynamic data and altitude-speed characteristics of the power plant of the R2 test layout variant studied in Lab. №1 of the WCRC "Supersonic" were used.

As a result of the computational analysis, it is shown:

- the effect of aerodynamic quality for the take-off configuration on the minimum thrust-to-weight ratio required for take-off according to the condition of ensuring a given balanced runway,
- the effect of subsonic aerodynamic quality for a cruising configuration on the range of supersonic flight, taking into account aeronautical fuel reserve,
- the effect of subsonic aerodynamic quality for cruising configuration on the range of interrupted supersonic flight.



The report is prepared in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center "Supersonic" for 2020-2050 funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement of December, 8, 2020 № 075-11-2020-023).

Адаптивный турбореактивный трехконтурный двигатель с задним расположением вентилятора для сверхзвуковых пассажирских самолетов

Вовк М.Ю.¹, Даничев А.В.¹, Свонин П.А.¹, Мишуков А.А.¹

¹«ОКБ им. А.Люльки», филиал ПАО «ОДК-УМПО» г. Москва, Россия

В докладе представлено предложение «ОКБ им. А. Люльки» в части создания силовой установки для сверхзвукового пассажирского самолета (СПС). Идея силовой установки для СПС представляет собой компромиссное решение между военным и гражданским двигателями, при котором должны обеспечиваться высокий уровень тягово-экономических параметров, низкий уровень шума, при этом изделие является продуктом ограниченного спроса. «ОКБ им. А. Люльки», имея богатый опыт в

создании двигателей для сверхзвуковых самолетов военного назначения, предлагает в качестве технического решения реализацию схемы адаптивного турбореактивного трехконтурного двигателя с задним расположением вентилятора. Основу данного изделия будет составлять двухконтурный газогенератор на базе эксплуатируемого на сегодняшний день двигателя АЛ-41С без узла форсажной камеры сгорания и раздельным истечением потоков из сопел внутреннего и третьего контуров. Основными конструктивными особенностями предлагаемой схемы являются наличие третьего контура и внедрение узла свободной турбины, на которой совместно располагаются турбинные и вентиляторные лопатки в виде единой турбовентиляторной ступени, причем, компрессорные лопатки выведены в третий контур, обеспечивая в нем расход и сжатие воздушного потока.

Основными преимуществами предложения ОКБ им. А. Ляулки являются:

–Сокращение времени и стоимости разработки двигателя за счет использования газогенератора, основу которого составляет серийное изделие;

–Снижение неравномерности поля давления на входе в вентилятор третьего контура обеспечивается наличием прямого канала перед ним, что позволит увеличить газодинамическую устойчивость двигателя;

–Изменение площади критического сечения выходных сопел позволяет контролировать работу турбовентиляторной ступени для обеспечения требуемых параметров двигателя;

–Схема с раздельным истечением из сопел, а также их взаимное расположение, позволяет адаптировать проведение мероприятий по снижению уровня шума выходной струи;

–Возможность создания на базе данной конструкции семейства двигателей в широком диапазоне тяг, что позволит в значительной мере расширить границы его эффективного применения для выполнения различных технических задач и сократить срок создания новых изделий.

Литература

1. Турбореактивные двигатели://ОДК-УМПО.2022: URL:

<https://umpo.ru/products/turboreaktivnye-dvigateli/> (Дата обращения: 02.07.2022).

2. Пассажирский сверхзвук: каким путем пойдут новые поколения?:// ИД «Коммерсантъ».2022: URL: <https://www.kommersant.ru/doc/5089568>

(Дата обращения: 02.07.2022).

Adaptive turbojet three-flow engine with rear location of fan for the supersonic passenger airplanes

Vovk M.Yu.¹, Danichev A.V.¹, Svodin P.A.¹, Mishukov A.A.¹

¹“A. Lyulka design bureau”, subsidiary of PJSC «UEC-UMPO» Moscow, Russia

The report presents the proposal of “A. Lyulka design bureau” with regard to the creation of propulsion unit for a supersonic passenger aircraft (SPA). The idea of propulsion unit for SPA constitutes a compromise solution between the military and civil engines. It should secure a high level of thrust-economic parameters, low level of noise, while the engine is a product of limited demand. The “A. Lyulka design bureau”, having vast experience in the development of engines for the supersonic military aircrafts, as a technical solution proposes to implement the configuration of an adaptive turbo-jet three-flow engine with the rear location of fan. The spine of this product will be the bypass gas generator based on the currently operated AL-41S engine without the afterburner unit and with a separated discharge of flows from the nozzles of inner and third ducts. The main design features of the proposed configuration are the availability of third duct and introduction of the free turbine unit, where the turbine and fan blades are jointly located as a single turbofan stage, while the compressor blades are brought out into the third duct providing there the flow rate and compression of air stream.

The major advantages of the proposal from “A. Lyulka design bureau” are as follows:

–The reduction in time and cost of the engine development owing to the employment of gas generator the basis of which is the serialized product;

–The reduction of non-uniformity in the pressure field at the inlet of the third stage fan is secured by the availability of straight channel before it, which will enable to enhance the engine gas-dynamic stability;

–The change in the throat area of exit nozzles enables to control the operation of turbofan stage for the provision of required engine parameters;

–The configuration with a separated discharge from nozzles, as well as their relative position, enable to adapt the implementation of measures on the reduction of noise level in the exit jet;

–The possibility, based on this design, to develop a family of engines in the wide range of thrusts, which will enable to widen considerably the boundaries of its effective use for the fulfillment of diverse technical tasks and to reduce time required for the development of new products.

References

1. Turbojet engines //ODK-UMPO.2022: URL: [tps://umpo.ru/products/turboreaktivnye-dvigateli/](https://umpo.ru/products/turboreaktivnye-dvigateli/) (Date of access: 07.02.2022).

2. Passenger supersonic: which way will new generations go? // Kommersant Publishing House. 2022: URL: <https://www.kommersant.ru/doc/5089568> (Date of access: 07.02.2022).

Инженерная оценка влияния площади крыла СПС на максимальное сверхзвуковое аэродинамическое качество

Лукиянчук А.А.¹, Федоренко Г.А.¹

¹ ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Важной задачей, решаемой в рамках исследований НЦМУ “Сверхзвук”, является формирование требований к силовой установке и аэродинамической компоновке т.н. “высокого уровня”. Компоновка “высокого уровня” должна продемонстрировать разрабатываемые в рамках НЦМУ “Сверхзвук” перспективные концепции и решения в области аэродинамики, устойчивости и управляемости, акустики, звукового удара, прочности и силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета средне-дальней перспективы. Интеграция таких концепций в компоновку “высокого уровня” должна показать, в частности, принципиальную возможность выполнение ряда противоречивых требований к СПС по линии топливной эффективности и экологического воздействия.

С этой целью Лаборатория №1 НЦМУ-ЦАГИ и Лаборатория №4 НЦМУ-ЦИАМ проводят совместные работы по созданию программного комплекса (ПК) “SuperAeroPower” (SAP) для выбора параметров аэродинамической компоновки и силовой установки перспективного СПС путем многофакторной условной оптимизации и демонстрации его возможностей по согласованию ряда основных проектных параметров самолёта и двигателя.

В основу разрабатываемого программного комплекса положены математические модели силовой установки и двигателя, акустических характеристик, модулей аэродинамического и весового расчёта, оценки громкости звукового удара.

При реализации аэродинамического модуля ПК SAP была разработана инженерная методика оценки влияния площади крыла СПС на сверхзвуковое аэродинамическое качество. Данная методика базируется на аппроксимации результатов весовых экспериментов в аэродинамических трубах ЦАГИ и выражается, в том числе, зависимостями сверхзвукового коэффициента минимального лобового сопротивления и от относительных миделя фюзеляжа F , площади консолей крыла $S_{\text{конс}}$, площади хвостового оперения $S_{\text{хво}}$, и отношения максимального аэродинамического

качества компоновки к максимальному аэродинамическому качеству изолированного крыла.

$$C_{x\min} = C_{a\phi}\bar{F} + C_{a\text{ конс}}\bar{S}_{\text{конс}} + C_{a\text{ хво}}\bar{S}_{\text{хво}}$$

$$\bar{K}_{\max} = \frac{K_{\max}}{K_{\max\text{ конс}}} = \left[\sqrt{1 - \frac{(C_{a\phi} + C_{a\text{ хво}})}{C_{x\min} * \bar{S}}} + \frac{1}{k_f} \left(\sqrt{\frac{(C_{a\phi} + C_{a\text{ хво}})}{C_{x\min} * \bar{S}}} \right) \right]$$

Доклад подготовлен в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

Semi-empirical approach to the SST wing area influence on the maximum supersonic lift-to-drag ratio

Lukiyanchuk A.A.¹, Fedorenko G.A.¹

¹ TsAGI, Zhukovsky, Russia

An important task addressed by WCRC “Supersonic” research is the development of requirements for a "high-level" propulsion system and aerodynamic arrangement. The "high-level" layout should demonstrate trade-off concept and solutions developed within WCRC in the areas of aerodynamics and power plant, stability and controllability, acoustics, sonic boom of passenger aircraft. The integration of such concepts into a "high-level" layout should demonstrate, in particular, the principal possibility of meeting a number of conflicting requirements for SST in terms of fuel efficiency and environmental impact.

Laboratory No.1 of WCRC-TsAGI and Laboratory No.4 of WCRC-CIAM are collaborating to develop the SuperAeroPower (SAP) software package (SP) to select aerodynamic configuration and power plant parameters for an advanced SST through multifactor conventional optimization and to demonstrate it’s capabilities in matching a number of basic design parameters of the aircraft and engine.

The software package under development is based on mathematical models of propulsion system and engine, acoustic characteristics, aerodynamic and weight modules, sound impact estimation.

During realization of the SAP SP aerodynamic module, a semi-empirical approach was developed to assess the impact of the SST wing area on supersonic aerodynamic quality. This method is based on the approximation of the results of aerodynamic experiment in TsAGI wind tunnels and is expressed by the dependence of the minimum drag coefficient on the relative fuselage midsection F , the wing consoles area S_{cons} , tail area S_{VT} , and the dependence of the aerodynamic configuration maximum lift-to-drag ratio on the wing maximum lift-to-drag ratio.

$$C_{x\min} = C_{a f}\bar{F} + C_{a\text{ cons}}\bar{S}_{\text{cons}} + C_{a\text{ VT}}\bar{S}_{\text{VT}}$$

$$\bar{K}_{\max} = \frac{K_{\max}}{K_{\max\text{ конс}}} = \left[\sqrt{1 - \frac{(C_{a f} + C_{a\text{ VT}})}{C_{x\min} * \bar{S}}} + \frac{1}{k_f} \left(\sqrt{\frac{(C_{a f} + C_{a\text{ VT}})}{C_{x\min} * \bar{S}}} \right) \right]$$

The report is prepared in the implementation of the program for the creation and development of the World-Class Research Center “Supersonic” for 2020-2050 funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Grant agreement of December, 8, 2020 № 075-11-2020-023).

Метод расчета вращательных производных сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения на основе численного моделирования аэродинамики

Февральских А.В.¹, Кондратьев Д.В.¹, Хрусталева А.Л.¹

¹ МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время ведутся исследования в области разработки сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) второго поколения, удовлетворяющего актуальным требованиям по аэродинамической устойчивости, управляемости, конструкции и другим компоновочным и эксплуатационным характеристикам [1]. Одной из задач исследования характеристик устойчивости и управляемости СПС является определение коэффициентов аэродинамических сил и моментов, а также их нестационарных и вращательных производных при различных значениях числа Маха, которые служат в качестве исходных данных для расчета характеристик переходных процессов. В настоящей работе исследуются возможности подходов [2, 3, 4] к решению задачи определения коэффициентов аэродинамического демпфирования СПС в ходе его проектирования при различных значениях числа Маха на основе численного моделирования аэродинамики с использованием CFD-технологий.

В качестве объекта исследования в настоящей работе используется компоновочный вариант СПС второго поколения, аэродинамическая компоновка которого содержит переднее горизонтальное оперение, крыло, заднее горизонтальное и вертикальное оперение. Представлена схема вычислительного проекта в среде Ansys Workbench. В результате серии расчетов по численному моделированию аэродинамики получена характерная зависимость производной момента тангажа по угловой скорости тангажа от числа Маха, вид которой качественно согласуется с имеющимися опорными данными. В качестве ключевых особенностей метода определения значений вращательных производных на основе CFD-моделирования рассматриваются возможности интеграции с системами автоматизированного проектирования, определения вклада элемента компоновки в интегральное значение аэродинамического коэффициента, а также возможность оценки коэффициентов аэродинамического влияния.

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. Верификация результатов определения вращательных производных по крену ЛА в широком диапазоне углов атаки / М.С. Махнев, А.В. Февральских // Труды МАИ. – 2019. – № 109. – DOI: 10.34759/trd-2019-109-23 – с. 1-21.

3. Mi B., Zhan H. Review of numerical simulations on aircraft dynamic stability derivatives //Archives of Computational Methods in Engineering. – 2020. – Т. 27. – №. 5. – С. 1515-1544.

4. Oktay E., Akay H. CFD predictions of dynamic derivatives for missiles //40th AIAA aerospace sciences meeting & exhibit. – 2002. – С. 276.

Method for calculating the rotational derivatives of a second-generation supersonic passenger aircraft based on numerical simulation of aerodynamics

Fevralskikh A.V.¹, Kondratiev D.V.¹, Khrustalev A.L.¹

¹ MAI, Moscow, Russia

Nowadays, the research in the development of a second-generation supersonic passenger aircraft (SSBJ) that meets the current requirements for aerodynamic stability, controllability, design and operational characteristics is underway [1]. One of the tasks of investigating the characteristics of the stability and controllability of the SSBJ is to determine

the coefficients of aerodynamic forces and moments, as well as their non-stationary and rotational derivatives at various values of the Mach number, which will be used as the initial data for calculating the characteristics of transient processes. In this paper, the possibilities of approaches [2, 3, 4] to solving the problem of determining the aerodynamic damping coefficients of an SSBJ during the design process for various values of the Mach number based on numerical simulation of aerodynamics using CFD technologies are explored.

The object of this study is the design layouts of the second generation SPS, the aerodynamic configuration of which contains the front horizontal tail, wing, rear horizontal and vertical tail. A model of a computational project in the Ansys Workbench software is presented. In a consequence of a series of calculations on the numerical simulation of aerodynamics, a specific dependency of the derivative of the pitching moment with respect to the pitching angular velocity with the various value of Mach number was obtained, the form of which is reliably coincide with the available reference data. As key features of the method for determining the values of rotational derivatives based on CFD modeling, the possibilities of integration with computer-aided design systems, determining the response of the design element to the integral value of the aerodynamic coefficient, as well as the possibility of estimating the aerodynamic influence coefficients are considered.

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. Verification of the results of determining the rotational derivatives of aircraft roll in a wide range of angles of attack / M.S. Makhnev, A.V. Fevral'skikh // Trudi MAI. – 2019. – № 109. – DOI: 10.34759/trd-2019-109-23 – pp. 1-21.
3. Mi B., Zhan H. Review of numerical simulations on aircraft dynamic stability derivatives //Archives of Computational Methods in Engineering. – 2020. – T. 27. – №. 5. – C. 1515-1544.
4. Oktay E., Akay H. CFD predictions of dynamic derivatives for missiles //40th AIAA aerospace sciences meeting & exhibit. – 2002. – p. 276.

ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

TRANSPORT AND TECHNOLOGICAL SYSTEMS BASED ON HIGH- SPEED VEHICLES

Актуальные вопросы интеллектуализации процессов функционирования сложных транспортных систем

Арутюнян М.А.¹

¹ФГБОУ ВО «ГУМРФ имени адмирала С.О. Макарова», г. Санкт-Петербург, Россия

В данном докладе представлены результаты исследования по вопросам интеллектуализации транспортных систем, а также направления дальнейших исследований. Отмечено, что интеллектуализация является одним из стратегических направлений инновационного развития транспорта в России. Подняты вопросы, подтверждающие актуальность проводимых исследований в области интеллектуализации. Проведен анализ понятия «транспортная система». Предложено определение понятия «сложная транспортная система» с позиции системного анализа. Даны схематические представления понятий.

Применительно к вопросам интеллектуализации дано определение понятия «интеллектуальная транспортная система (ИТС)»; выделены основные элементы ИТС. В ходе рассмотрения и анализа мирового опыта внедрения и использования ИТС предложен возможный алгоритм функционирования ИТС с указанием основных этапов. Рекомендованы основные составляющие, на которые целесообразно сделать акцент при оценивании эффекта от использования ИТС.

Отмечено, что в ряде случаев эффективность ИТС сложно оценить численно, поскольку система состоит из множества компонентов и влияет на отдельные показатели работы транспортной системы по-разному, в связи с чем особый интерес представляет развитие методов(подходов) исследования транспортных систем на основе вероятностных моделей, систем массового обслуживания, теории расписаний, методов имитационного моделирования, нейронных сетей и др.

Представлены основные направления внедрения и использования ИТС, её структурных элементов и специального математического и программного обеспечения в условиях мегаполиса с целью максимизации эффективности применения подобного рода систем.

Исследования проводились на кафедре математического моделирования и прикладной информатики [1-6].

Литература

1. Арутюнян М.А., Бурыкин А.А., Шилкин В.П., Шилкина И.Д. Проблемы принятия управленческих решений в транспортной компании // Транспортное дело России – 2022. – № 2(159). – с. 84-87

2. Арутюнян М.А., Шилкина И.Д., Минеев С.К. Значение транспортно-логистических систем в мировой экономике // Логистика: современные тенденции развития: материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. 7-8 апреля 2022 г.: Ч.1 - СПб.: Изд.-во ГУМРФ им. адм. С.О. Макарова, 2022. – с. 22-28

3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021661843. Модель выбора альтернативных видов транспорта пассажирских перевозок / М.А. Арутюнян, С.В. Колесниченко, В.П. Шилкин, И.Д. Шилкина [и др.]; заявл. 05.04.2021; опублик. 16.07.2021

4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021615560. Метод коррекции параметров нелинейных уравнений динамики сложных

технических и социально-экономических систем / П.В. Комиссаров, С.В. Колесниченко, М.А. Арутюнян [и др.]; заявл. 05.04.2021; опубл. 09.04.2021

5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021617682. Модель оценки процессов функционирования сложного транспортного предприятия / Э.Г. Железнов, М.А. Арутюнян, С.В. Колесниченко [и др.]; заявл. 28.04.2021; опубл. 18.05.2021

6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022613767. Модель определения степени нагруженности технико-экономической системы / Ю.В. Цымай, М.А. Арутюнян, С.В. Колесниченко, [и др.]; заявл. 18.02.2022; опубл. 15.03.2022

Topical issues of intellectualization of the functioning of complex transport systems

Arutiunian M.A.¹

¹Admiral Makarov State University of Maritime and Inland Shipping, St. Petersburg, Russia

This report presents the results of a study on the intellectualization of transport systems, as well as directions for further research. It is noted that intellectualization is one of the strategic directions of innovative development of transport in Russia. Questions are raised confirming the relevance of ongoing research in the field of intellectualization. The analysis of the concept of «transport system» is carried out. The definition of the concept of «complex transport system» from the standpoint of system analysis is proposed. Schematic representations of concepts are given.

In relation to the issues of intellectualization, the definition of the concept of «intelligent transport system (ITS)» is given; the main elements of ITS are highlighted. In the course of consideration and analysis of the world experience in the implementation and use of ITS, a possible algorithm for the functioning of ITS was proposed, indicating the main stages. The main components are recommended, which should be emphasized when evaluating the effect of the use of ITS.

It is noted that in some cases the effectiveness of ITS is difficult to evaluate numerically, since the system consists of many components and affects individual indicators of the transport system in different ways, and therefore the development of methods (approaches) for studying transport systems based on probabilistic models is of particular interest, queuing systems, scheduling theory, simulation methods, neural networks, etc.

The main directions of the introduction and use of ITS, its structural elements and special mathematical and software in a metropolis are presented in order to maximize the effectiveness of the use of such systems.

Research was carried out at the Department of Mathematical Modeling and Applied Informatics [1-6].

References

1. Arutiunian M.A., Burykin A.A., Shilkin V.P., Shilkina I.D. Problems of management decision making in a transport company // Transport business of Russia – 2022. – № 2(159). – p. 84-87

2. Arutiunian M.A., Shilkina I.D., Mineev S.K. Importance of transport and logistics systems in the global economy // Logistics: modern development trends: materials of the XXI Intern. scientific-practical. conf. April 7-8, 2022: Part 1 - St. Petersburg: Publishing house Admiral Makarov SUMIS, 2022. - p. 22-28

3. Certificate of state registration of the computer program № 2021661843. Model for the choice of alternative modes of transport for passenger transportation/ M.A. Arutiunian, S.V. Kolesnichenko, V.P. Shilkin, I.D. Shilkina [and others]; dec. 05.04.2021; publ. 16.07.2021

4. Certificate of state registration of the computer program № 2021615560. Method for correcting the parameters of nonlinear equations of the dynamics of complex technical and

socio-economic systems / P.V. Komissarov, S.V. Kolesnichenko, M.A. Arutiunian [and others]; dec. 05.04.2021; publ. 09.04.2021

5. Certificate of state registration of the computer program № 2021617682. Model for assessing the processes of functioning of a complex transport enterprise / E.G. Zheleznov, M.A. Arutiunian, S.V. Kolesnichenko [and others]; dec. 28.04.2021; publ. 18.05.2021

6. Certificate of state registration of the computer program № 2022613767. Model for determining the degree of loading of the technical and economic system / Yu.V. Tsymai, M.A. Arutiunian, S.V. Kolesnichenko [and others]; dec. 18.02.2022; publ. 15.03.2022

Актуальность внедрения комплекса решений по моделированию и контролю весовых характеристик высокотехнологического изделия на промышленном предприятии

Ужегов Н.Н.¹, Хван А.В.¹

¹МАИ, г. Москва, Россия

В настоящем докладе представлены методологические основы весового проектирования и функциональная реализация Цифровой платформы Весового проектирования летальных аппаратов (далее – ЦП ВП ЛА) в аспекте анализа потребностей рынка тяжелой промышленности, реализующего разработку, постановку на производство и эксплуатацию образцов конкурентоспособных летательных аппаратов [1].

Приведены результаты исследования потребностей рынка, иллюстрирующие что:

- Внедрение ЦП ВП ЛА на предприятие позволит непрерывно контролировать процессы весового проектирования [2], что, в свою очередь, будет способствовать своевременному проведению мероприятий по снижению масс ЛА.

- Внедрение ЦП ВП ЛА поможет избежать проигрыша в топливной эффективности и, как следствие, невыполнения заданных требований.

- ЦП ВП ЛА позволит объединить в единое информационное пространство [3] различные расчетные модули, решающие отдельные, но взаимоувязанные задачи весового проектирования [4, 5] и связать их с актуальными источниками информации, с PDM-системами конструкторского бюро и производства.

- Средствами ЦП ВП ЛА представляется возможным транслировать актуальную информацию о массово-инерционных характеристиках и центре давления в различные подразделения конструкторского бюро [6,7]: аэродинамики, статической и динамической прочности, топливной системы, испытательной летной базы и т. д.

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. 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.

4. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Том 1. Москва: «Машиностроение», 1977. – 343 с

5. Ресулкулыева, Г. Исследование изменения массы летательного аппарата по этапам весового проектирования / Г. Ресулкулыева, С. А. Серебрянский // *Авиация и космонавтика* : Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 62-63. – EDN RBHZWS.

6. 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 HOBZOY.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665697 Российская Федерация. Сервис синтеза и анализа программ заправки и выработки топлива : № 2021664887 : заявл. 22.09.2021 : опубл. 30.09.2021 / С. А. Серебрянский ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт ». – EDN NVSSAV.

The relevance of the implementation of a set of solutions for modeling and control of the weight characteristics of a high-tech product at an industrial enterprise

Uzhegov N. N.¹, Khvan A. V.¹

¹MAI, Moscow, Russia

This report presents the methodological foundations of weight design and the functional implementation of the Smart Weight Control (SWC) digital platform in the aspect of analyzing the needs of the heavy industry market implementing the development, production and operation of aircraft samples [1].

The results of the market needs study are presented, illustrating that:

- The introduction of the SWC digital platform at the enterprise will allow continuous monitoring of the processes of weight design [2], which, in turn, will contribute to the timely implementation of measures to reduce the weight of aircraft.

- The introduction of the digital SWC platform will help to avoid a loss in fuel efficiency and, as a result, failure to meet the specified requirements.

- The SWC digital platform will allow combining various calculation modules into a single information space [3] that solve separate, but interrelated tasks of weight design [4,5] and link them with relevant information sources, with PDM systems of the design bureau and production.

- By means of the SWC digital platform, it is possible to broadcast up-to-date information about mass-inertia properties and the pressure center to various departments of the design bureau [6,7]: aerodynamics, static and dynamic strength, fuel system, test flight base, etc.

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. 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, September 27-29, 2021.* - Moscow, 2021. - DOI 10.1109/MLSD52249.2021.9600237. - EDN YQZQVE.

3. 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, September 28-30, 2020. - Moscow, 2020. - p. 9247749. - DOI 10.1109/MLSD49919.2020.9247749. - EDN RZMMXZ.

4. Sheynin V. M., Kozlovsky V. I. Weight design and efficiency of passenger aircraft. Vol. 1. Moscow: "Mashinostroenie", 1977. - 343 p.

5. Resulkuliyeva, G. The study of changing the mass of the aircraft on the stages of weight design / G. Resulkuliyeva, S. A. Serebryansky // Aviation and Cosmonautics: Abstracts of the 20th International Conference, Moscow, 22-26 November 2021. - Moscow: Pero Publishing House, 2021. - pp. 62-63. - EDN RBHZWS.

6. State Registration Certificate for Computer Program No. 2022614292, Russian Federation. Calculation service for MIX and CD of an empty fully-loaded aircraft: No. 2022612541: applied for publication in Russian Federation. 24.02.2022: publ. 18.03.2022 / S.A. Serebryanskiy, D.Yu. Strelets; applicant - Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN HOBZOY.

7. State Registration Certificate for Computer Program No. 2021665697, Russian Federation. Service of synthesis and analysis of refueling and fuel production programs: no. 2021664887: application. 22/09/2021: publ. 30/09/2021 / S.A. Serebryansky; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Moscow Aviation Institute". - EDN NVSSAV

Перспективы и проблемы в тяжело нагруженных трибосистемах при создании высокоскоростного транспорта

Колесников В.И.¹, Колесников И.В.¹, Мантуров Д.С.¹, Новиков Е.С.¹

¹ РГУПС, г. Ростов-на-Дону, Россия

Скорость транспортных средств всегда и особенно в XXI веке является не только символом экономического успеха, но и требует создания новых технологий, решения инновационных инженерных задач.

В настоящем докладе представлены результаты исследований по разработке методов управления процессами трения и износа металло-полимерных и металлических трибосистем на основе использования квантовой химии, молекулярной динамики, наноиндентирования.

На основе анализа проведенных исследований металлополимерных и металлических трибосистем разработаны инновационные технологические способы увеличения долговечности и снижения износа тяжело нагруженных трибосистем [1-3]:

- для металлических узлов трения с помощью ионно-плазменного напыления и применения алмазоподобных DLC-покрытий;

- для металлополимерных узлов трения путем формирования вторичных структур в зоне трения на основе модифицирования полимеров, наполнителей и наноразмерных добавок в них.

Кроме этого, приведены результаты экспериментальных работ, иллюстрирующие что:

- алмазоподобное покрытие неоднородно по толщине – по мере приближения к подложке происходит аморфизация структуры покрытия и доля графитоподобной составляющей возрастает, о чем свидетельствует увеличение доли орбиталей sp^2 , а у поверхности покрытия наблюдается увеличение алмазоподобной составляющей, о чем свидетельствует увеличение доли орбиталей sp^3 ;

- тип подложки оказывает влияние на свойства углеродных покрытий DLC;

- положительное действие на адгезию DLC-покрытия оказывают ионная имплантация (легирование) подложки, а также нанесение промежуточных слоев в покрытие из CrAlSiN.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского Научного Фонда (проект № 21-79-30007).

Литература

1. Колесников И.В. Системный анализ и синтез процессов, происходящих в металлополимерных узлах трения фрикционного и антифрикционного назначения. – М.: ВИНТИ РАН, 2017. – 384 с.
2. Колесников И.В. Повышение износостойкости металлических и металлополимерных трибосистем путём формирования структуры и свойств их поверхностного слоя / Колесников И.В., Мотренко П.Д., Колесников В.И., Мантуров Д.С. – М.: ВИНТИ РАН, 2021. – 168 с.
3. Колесников И.В. Теоретико-экспериментальные исследования закономерностей изменения структурно-фрикционных свойств поверхностных слоев металлополимерных трибосистем. Разработка методов повышения износостойкости / Колесников И.В., Мотренко П.Д., Колесников В.И., Новиков Е.С. – М.: ВИНТИ РАН, 2022. – 136 с.

Prospects and Challenges of Heavily Loaded Tribosystems in High-Speed Transport Design

Kolesnikov V.I.¹, Kolesnikov I.V.¹, Manturov D.S.¹, Novikov E.S.¹

¹Rostov State Transport University, Rostov-on-Don, Russia

In the *21st century*, higher *speeds* are no longer seen as a key to economic success, but as the *main* objective, which requires technologies and solution to innovative engineering problems.

The given report presents the results of study on the development of methods for controlling the friction and wear processes of metal-polymer and metal tribosystems grounded on quantum chemistry, molecular dynamics, and nanoindentation.

Based on the analysis of the studies of metal-polymer and metal tribosystems, we have succeeded in developing innovative technological methods that actually increase the durability and reduce wear of heavily loaded tribosystems [1-3] as follows:

- metal friction units using ion-plasma spraying and diamond-like (DLC) coatings;
- metal-polymer friction units by forming secondary structures in the friction area based on the modification of polymers, fillers, and nano-scaled additives in them.

Besides, the most remarkable results obtained by experiments are that:

- the diamond-like coating is inhomogeneous in thickness. When approaching the substrate, the coating structure is amorphized and the proportion of the graphite-like component grows, as evidenced by an increase in the proportion of sp^2 orbitals. An increase in the diamond-like component is detected near the coating surface, as evidenced by an increase in the number of sp^3 orbitals;

- the substrate type affects the properties of DLC carbon coatings;
- both ion implantation (doping) of the substrate and the deposition of intermediate layers in the CrAlSiN-based coating have a positive effect on the DLC coating adhesion.

The study was supported by the Russian Science Foundation (project no. 21-79-30007).

References

1. Kolesnikov I.V. System analysis and synthesis of the processes occurring in metal-polymeric friction units of friction and antifricion purposes. – М.: VINITI RAS, 2017. – 384 pp.
2. Kolesnikov I.V., Motrenko P.D., Kolesnikov V.I., Manturov D.S. Improving the wear resistance of metal and metal-polymer tribosystems by forming the structure and properties of their surface layer. – М.: VINITI RAS, 2021. 168 p.
3. Kolesnikov I.V., Motrenko P.D., Kolesnikov V.I., Novikov E.S. Theoretical and experimental studies on the regularities of changes in the structure and properties of the surface layers in metal-polymer friction units. Methods for increasing wear resistance. – Moscow: All-Russian Institute for Scientific and Technical Information (VINITI) RAS, 2022, 136 p.

К вопросу разработки сверхзвукового наземного вакуумного магнитолевитационного транспорта

Терентьев Ю.А.¹, Бугаев А.С.², Коледов В.В.², Малинецкий Г.Г.¹, Смолин В.С.¹,
Ковалёв К.Л.³, Ильясов Р.И.³

¹ ИПМ им. М.В. Келдыша, г. Москва, Россия

² ИРЭ им. В.А.Котельникова РАН, г. Москва, Россия

³ МАИ, г. Москва, Россия

«Мы живем в эру потрясений и решительных изменений в энергетических и материальных основах экономики. Эра дешевой энергии подходит к концу», считают авторы исследования [1], необходимы меры по снижению энергетических затрат в транспорте путём использования наиболее энергосберегающих транспортных технологий.

Вакуумный магнито-левитационный транспорт (ВМЛТ) и его разновидность квантово-гравитационный транспорт (КГТ) имеют рекордно низкое энергопотребление и дешевую инфраструктуру а ВМЛТ перевозят грузы со скоростью более 6500 км /ч [2].

Особенностью ВМЛТ и КГТ является то, что многие их элементы уже реализованы, идёт работа по развитию таких систем в больших масштабах.

Смысл названия «Квантово-Гравитационный Транспорт» заключается в реализации механизма вертикальной и боковой стабилизации движения за счет квантовых эффектов сверхпроводимости. А управление движением левитера за счет условно-бесплатной энергии гравитационного поля Земли позволяет использовать процессы рекуперативного перехода потенциальной и кинетической энергий в процессе движения.

Гибкость и универсальность указанной технологии позволяет вписывать её практически в весь спектр отдельных составляющих интегральной транспортной системы (ИТС), дополняя уже имеющиеся, менее энергетически эффективные транспортные технологии. Рассматриваются результаты текущего этапа развития отечественной экспериментально-исследовательской и технологической базы, моделирования и тестирования компонентов технологии ВМЛТ и КГТ [3].

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ, НТУ «Сириус», ОАО «РЖД» и образовательного фонда «Талант и успех» и собственных средств участников в рамках научного проекта № 20-37-51005.

Литература

1. Global sustainable development report 2019 drafted by the Group of independent scientists. https://bios.fi/bios-governance_of_economic_transition.pdf

2. Терентьев Ю.А., Малинецкий Г.Г., Сысоев М.А., Бражник П.С., Зименкова Т.С., Строганов В.В., Камынин А.В. Вакуумный транспорт: перспективы XXI века // Проектирование будущего. Проблемы цифровой реальности: труды 3-й Международной конференции (6-7 февраля 2020 г., Москва). — М.: ИПМ им. М.В.Келдыша, 2020. — С. 149-164. — <https://keldysh.ru/future/2020/13.pdf>, <https://doi.org/10.20948/future-2020-13>.

3. Вакуумный магнито-левитационный и гравитационный транспорт России на основе отечественных технологий. Текущее состояние технологической и экспериментально-исследовательской базы // Материалы XVI международной научно-технической конференции «Вакуумная техника, материалы и технология», г. Москва, 2022 г. с. 64-85

On the supersonic ground-based vacuum maglev transport development

Terentiev Yu.A.¹, Bugaev A.S.², Koledov V.V.², Malinetsky G.G.¹,
Smolin V.S.¹, Kovalev K.L.³, Ilyasov R.I.³.

¹ FRC KIAM RAS, Moscow, Russia

² Institute of Radio Engineering and Electronics RAS, Moscow, Russia

³ MAI, Moscow, Russia

“We live in an upheavals and decisive changes era in the energy and material economy foundations. The cheap energy era is coming to an end,” the study [1] authors believe. It will be necessary to take measures for reducing energy costs in transport through the most energy-saving transport technologies use.

Vacuum magnetic levitation transport (VMLT) and its variety quantum gravitational transport (QGT) have a record low energy consumption and relatively cheap infrastructure, and VMLT allows to transport goods at an operating speed of up to 6500 km/h or more [2].

A feature of VMLT and QGT is that many of their elements have already been implemented, and work is underway to develop such systems on a large scale.

The of the name "Quantum Gravitational Transport" meaning lies in the vertical and lateral motion stabilization mechanism implemented here due to the superconductivity quantum effects. And the leviter movement control at the expense of the Earth gravitational field conditionally free energy makes it possible to use the processes of potential and kinetic energies recuperative transition in the movement process.

The flexibility and versatility of this technology makes it possible to fit it into almost the entire range of the integrated transport system (ITS) individual components, complementing the already available, less energy efficient transport technologies. The current stage of development results of the domestic experimental, research and technological base, modeling and testing of the VMLT and QGT technology are considered.

The study was financially supported by the Russian Foundation for Basic Research, STU Sirius, Russian Railways, and the Talent and Success Educational Foundation and the participants' own funds within the framework of research project No. 20-37-51005.

References

1. Global sustainable development report 2019 drafted by the Group of independent scientists. https://bios.fi/bios-governance_of_economic_transition.pdf

2. Terentiev Yu.A., Malinetsky G.G., Sysoev M.A., Brazhnik P.S., Zimenkova T.S., Stroganov V.V., Kamynin A.V. Vacuum transport: perspectives of the XXI century // Designing the future. Problems of Digital Reality: Proceedings of the 3rd International Conference (February 6-7, 2020, Moscow). - M.: KIAM RAS 2020. — C. 149-164. — <https://keldysh.ru/future/2020/13.pdf>, <https://doi.org/10.20948/future-2020-13>.

3. Terentiev Yu.A., Koledov V.V. Vacuum magneto-levitation and gravitational transport of Russia based on domestic technologies. The current state of the technological and experimental research base. // XVI International Scientific and Technical Conference "Vacuum Equipment, Materials and Technology", Moscow, VDNH, April 12, 2022.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ INDEX

A

Akhmatova D-M.S., 143
Akhmatova M-S.S., 143
Amosov A.G., 141
Artemov V.V., 108
Artyushevskiy S.V., 193
Arutiunian M.A., 223
Azarova O.A., 102
Azikov N.S., 53

B

Bakulin V.N., 42, 48
Balashov Y.V., 162
Bashkirov I.G., 210
Belikov S.E., 61
Belinis P.G., 84
Belyaev I.V., 210, 212
Bikineeva A.P., 20
Boikov A.A., 44
Boinovich L.B., 50, 60
Boldyrev A.V., 63
Bolotnikov B.I., 51
Bolshich A.A., 87
Boyarsky G.G., 31
Bugaev A.S., 229

C

Chernetskiy S.V., 133
Chernov A.V., 59
Chernysheva E.A., 105
Chulkov M.V., 100

D

Danichev A.V., 217
Darsht Y.A., 112
Dem'yanov A.V., 130
Deniskin Y.I., 164
Deniskina A.R., 143, 160
Domantovsky A. G., 60
Dubovikov E.A., 59, 61
Dukhnovskiy D.A., 104, 156

Dunaevsky A.I., 212

E

Efremov A.V., 16, 18, 20, 26, 29, 33
Efremov E.V., 18, 33
Emelyanenko A. M., 60
Emelyanenko K.A., 50, 60
Eremin V.P., 87

F

Fedorenko G.A., 219
Fevralskikh A.V., 220
Fokin D.B., 210
Fomin D. Yu., 59

G

Gachegova E.A., 85
Gavva L.M., 46
Ginda D.V., 139
Glasov V.V., 13, 37
Glukhova E.D., 22
Golub S.M., 82
Gorbovskoy V.S., 214
Gorbunov A. A., 95, 120
Gorchakov S. E., 216
Goro Sekou, 15
Gostev A.V., 150, 152
Grinev I.L., 154
Grishina A.Y., 16
Gubernatorov K.N., 130
Gubskiy V.V., 196
Gunchin V.K., 67
Gusev E.L., 48
Guseva E.E., 67, 87
Gyazova M.M., 159

H

Hongzheng Zhu, 98
Huang Zheng, 97

I

Ilyasov R.I., 229

Irgaleev I.Kh., 33
Isaeva S. Yu., 198, 206
Ivanova L.V., 82
Izmailov G.N., 136

J

Jianzhe Huang, 98

K

Kadilnikova E.N., 35
Kaikov K.V., 51
Kaligina P.D., 105
Kaliy P.E., 105
Kalutskiy N.S., 55
Kantimirov S.A., 154
Karpenko S.S., 37
Kazhan A.V., 214
Khabibullin F. F., 71
Khabibullina L. F., 71
Khaliullin R. R., 71
Khrustalev A.L., 220
Khvan A.V., 189, 225
Kipcharskiy D.A., 204
Kloss Y.Y., 82
Klyagin V.A., 73
Koledov V.V., 229
Kolesnikov I.V., 227
Kolesnikov V.I., 227
Kondakov I.O., 59
Kondratiev D.V., 220
Kondratiev K.V., 82
Koniushok V.V., 65
Konstantinov I.A., 162
Kopiev V.F., 210, 212
Korchagin A.A., 164
Korsun O.N., 15, 22, 27
Korunov A.O., 214
Korzun F.A., 20
Koshelev K.B., 122
Kosorukova O.V., 108
Kosyanchuk V.V., 13
Kovalev K.L., 229
Kovtunov S.S., 57
Kozelkov A.S., 187
Kravchenko O.V., 102

Kuprikov I.V., 170
Kutakhov V.P., 9, 173, 179
Kuzin S.A., 214
Kuzina E. A., 60
Kuznetsov A.S., 150, 152
Kuznetsov E.V., 208

L

Lapin A.V., 37
Latonov V.V., 39
Lavrov V.N., 165
Leonov D.A., 105
Lesnichiy I.V., 204
Levchenkov M. D., 61
Likhachev I.V., 130
Lobkovskiy I.I., 156
Lukiyanchuk A.A., 219
Lukyanenko Y.V., 84
Lukyanova A.A., 208

M

Malinetsky G.G., 229
Mandal Arindam, 194
Manturov D.S., 227
Mareskin I.V., 61, 88
Mbikayi Z., 29
Mirgorodsky Y.S., 91
Mirgorodsky Yu.S., 61
Mishukov A.A., 217
Mitrofanov O.V., 46, 62
Moroshkin Ya.V., 130
Moshkov P.A., 165

N

Nasonov F.A., 57, 65
Nastas G.N., 168, 173, 176, 179
Nesmelov D.A., 24
Novikov E.S., 227

O

Osipov A.V., 122
Osyayev A.T., 139, 170, 191
Ozolin V.V., 136

P

Panferova O.S., 200
Panteleev I.A., 93
Pavelchuk M.V., 63
Petrushkin A.N., 216
Plekhov O.A., 85, 93
Popov A.P., 176
Prodanik V.A., 26
Prostokvashin G.A., 22
Pukhov A.A., 212
Pushkin D.S., 105
Puzanov A.V., 108, 112, 115, 118

R

Resulkulyeva G., 181
Rod O.A., 44
Rodionov N.V., 202
Rogozhnikov V.N., 84
Rozhdestvensky O.K., 141
Ryabov M.P., 210
Rymanova A.N., 67
Ryzhova E.S., 65

S

Safin A.M., 173
Safin R.M., 150, 176
Safoklov B.B., 69
Saha Sandeep, 194
Samoylov I.A., 204
Samoylov V.I., 204
Sarkisov S.E., 82
Scherbakov A.I., 29
Selivanov O.D., 210
Serebryakov L.I., 124
Serebryansky S.A., 79, 97, 147, 170, 181, 184, 191
Sha Minggong, 69
Shadrina L. V., 206
Shadrina L.V., 198
Shanygin A.N., 59
Shelkov K.A., 77
Shirokov A.N., 154
Shiryayev A.V., 79
Shkurin M.V., 62
Sintsova E.V., 51

Sirayev R.I., 71
Sklyarova A. P., 120
Sklyarova A.P., 95
Skobelev S.I., 184
Smagin A.A., 73
Smolin A L., 168
Smolin A.L., 179
Smolin V.S., 229
Stradomskiy O.Yu., 204
Strelets D.Yu., 97, 147, 156, 165, 184, 189
Strelnikov D.V., 154
Strijhak S.V., 122, 124
Strizhius, V.E., 75
Struchkov A.V., 187
Stulovskii A.V., 27
Suchanov D.B., 24
Suchkov M.V., 144
Suchkov R.V., 95
Suhanov D.B., 124
Sukhochev P.Yu., 39
Sun Ying, 69
Surma A.A., 105
Svodin P.A., 217

T

Talalaeva P.I., 126
Terentiev Yu.A., 229
Tikhtey Yu.N., 97
Tishchenko I.V., 130
Titov A.E., 9, 176
Trofimchuk M.V., 168
Trofimovsky I.L., 212
Tsykun R.G., 84
Tsyrlin M.I., 193
Turbin N.V., 75, 77
Tyaglik M.S., 11

U

Unitsky A.E., 193
Uzhegov N. N., 225

V

Vedernikov D.V., 59
Vereikin A.A., 144
Verkhovsky I.N., 159

Voronka T.V., 11
Vovk M.Yu., 217
Vshivkov A.N., 85, 93
Vyshinsky L.L., 147

X

Xingqun Zhan, 98

Y

Yablonsky S.N., 152
Yusim F.A., 82
Yusim V.A., 82

Z

Zagidullin R.S., 202
Zakataev N.S., 159
Zhelonkin M.V., 35
Zhelonkin V.I., 35
Zhigulin I.E., 50
Zhongliang Jing, 98
Zinin A.V., 51, 53
Zinina A.I., 126, 160
Zybin E.Yu., 13, 37

A

Азарова О.А., 100
Азиков Н.С., 52
Амосов А.Г., 140
Артемов В.В., 106
Артюшевский С. В., 192
Арутюнян М.А., 222
Ахматова Д-М.С., 142
Ахматова М-С.С., 142

Б

Бакулин В.Н., 41, 47
Балашов Ю.В., 161
Башкиров И.Г., 210
Беликов С.Э., 60
Белинис П.Г., 83
Беляев И.В., 210, 211
Бикинеева А.П., 19
Бойков А.А., 43
Бойнович Л.Б., 49, 59
Болдырев А.В., 62

Болотников Б.И., 51
Больших А.А., 86
Боярский Г.Г., 29
Бугаев А.С., 228

В

Ведерников Д.В., 58
Верейкин А.А., 143
Верховский И.Н., 158
Вовк М.Ю., 216
Воронка Т.В., 10
Вшивков А.Н., 85, 92
Вышинский Л.Л., 145

Г

Гавва Л. М., 44
Гачегова Е.А., 85
Гинда Д.В., 138
Гласов В.В., 12, 35
Глухова Э.Д., 21
Голуб С.М., 80
Горбовской В.С., 213
Горбунов А.А., 94, 119
Горо Секу, 14
Горчаков С. Е., 215
Гостев А.В., 148, 151
Гринев И.Л., 153
Гришина А.Ю., 15
Губернаторов К.Н., 128
Губский В.В., 196
Гунчин В.К., 66
Гусев Е.Л., 47
Гусева Е.Е., 66, 86
Гязова М.М., 158

Д

Даничев А.В., 216
Даршт Я.А., 110
Демьянов А.В., 128
Денискин Ю.И., 163
Денискина А.Р., 142, 159
Домантовский А.Г., 59
Дубовиков Е.А., 58, 60
Дунаевский А.И., 211
Духновский Д.А., 103, 155

Е

Емельяненко А.М., 59
Емельяненко К.А., 49, 59
Еремин В.П., 86
Ефремов А.В., 15, 17, 19, 25, 28, 32
Ефремов Е.В., 17, 32

Ж

Желонкин В.И., 34
Желонкин М.В., 34
Жигулин И.Е., 49

З

Загидуллин Р.С., 201
Закатаев Н.С., 158
Зинин А.В., 51, 52
Зинина А.И., 125, 159
Зыбин Е.Ю., 12, 35

И

Иванова Л.В., 80
Измайлов Г.Н., 134
Ильясов Р.И., 228
Иргалеев И.Х., 32
Исаева С.Ю., 197, 205

К

Кадильникова Е.Н., 34
Кажан А.В., 213
Кайков К.В., 51
Калигина П.Д., 104
Калий П.Е., 104
Калуцкий Н.С., 54
Кантимиров С.А., 153
Карпенко С.С., 35
Кипчарский Д.А., 203
Клосс Ю.Ю., 80
Клягин В.А., 72
Ковалёв К.Л., 228
Ковтунов С.С., 56
Козелков А.С., 185
Коледов В.В., 228
Колесников В.И., 226
Колесников И.В., 226
Кондаков И.О., 58

Кондратьев Д.В., 220
Кондратьев К.В., 80
Константинов И.А., 161
Конюшок В.В., 64
Копьев В.Ф., 210, 211
Корзун Ф.А., 19
Корсун О.Н., 14, 21, 27
Корунов А.О., 213
Корчагин А.А., 163
Косорукова О.В., 106
Косьянчук В.В., 12
Кошелев К.Б., 121
Кравченко О.В., 100
Кузин С.А., 213
Кузина Е.А., 59
Кузнецов А.С., 148, 151
Кузнецов Е.В., 207
Куприков И.В., 169
Кутахов В.П., 8, 172, 177

Л

Лавров В.Н., 164
Лапин А.В., 35
Латонов В.В., 38
Левченков М.Д., 60
Леонов Д.А., 104
Лесничий И.В., 203
Лихачев И.В., 128
Лобковский И.И., 155
Лукиянчук А.А., 218
Лукьяненко Ю.В., 83
Лукьянова А.А., 207

М

Малинецкий Г.Г., 228
Мантуров Д.С., 226
Марескин И.В., 60, 87
Мбикаи З., 28
Миргородский Ю.С., 60, 90
Митрофанов О.В., 44, 61
Мишуков А.А., 216
Морошкин Я.В., 128
Мошков П.А., 164

Н

Насонов Ф.А., 56, 64
Настас Г.Н., 166, 172, 175, 177
Несмелов Д.А., 23
Новиков Е.С., 226

О

Озолин В.В., 134
Осипов А.В., 121
Осяев А.Т., 138, 169, 190

П

Павельчук М.В., 62
Пантелеев И.А., 92
Петрушкин А.Н., 215
Плехов О.А., 85, 92
Попов А.П., 175
Проданик В.А., 25
Простоквашин Г.А., 21
Пузанов А.В., 106, 110, 113, 116
Пухов А.А., 211
Пушкин Д.С., 104

Р

Ресулкулыева Г., 180
Рогожников В.Н., 83
Род О.А., 43
Родионов Н.В., 201
Рождественский О.К., 140
Рыжова Е.С., 64
Рыманова А.Н., 66
Рябов М.П., 210

С

Самойлов В.И., 203
Самойлов И.А., 203
Саркисов С.Э., 80
Сафин А.М., 172
Сафин Р.М., 148, 175
Сафоклов Б.Б., 68
Сводин П.А., 216
Селиванов О.Д., 210
Серебряков Л. И., 123
Серебрянский С.А., 78, 96, 145, 169,
180, 182, 190

Синцова Е.В., 51
Сираев Р.И., 70
Склярова А.П., 94, 119
Скобелев С.И., 182
Смагин А.А., 72
Смолин А.Л., 166, 177
Смолин В.С., 228
Страдомский О.Ю., 203
Стрелец Д.Ю., 96, 145, 155, 164, 182,
188
Стрельников Д.В., 153
Стрижак С.В., 121, 123
Стрижиус В.Е., 74
Стручков А.В., 185
Стуловский А.В., 27
Сунь Ин, 68
Сурма А.А., 104
Суханов Д.Б., 23, 123
Сухочев П.Ю., 38
Сучков М.В., 143
Сучков Р. В., 94

Т

Талалаева П.И., 125
Терентьев Ю.А., 228
Титов А.Е., 8, 175
Тихтей Ю.Н., 96
Тищенко И.В., 128
Трофимовский И.Л., 211
Трофимчук М.В., 166
Турбин Н.В., 74, 76
Тяглик М.С., 10

У

Ужегов Н.Н., 224

Ф

Февральских А.В., 220
Федоренко Г.А., 218
Фокин Д.Б., 210
Фомин Д.Ю., 58

Х

Хабибуллин Ф. Ф., 70
Хабибуллина Л. Ф., 70

Халиулин Р. Р., 70
Хван А.В., 188, 224
Хрусталеv А.Л., 220
Хуан Чжэн, 96

Ц

Цыкун Р.Г., 83
Цырлин М. И., 192

Ч

Чернавских Ю.Н., 210
Чернецкий С.В., 132
Чернов А.В., 58
Чернышев С.Л., 210
Чернышева Е.А., 104
Чулков М.В., 99

Ш

Ша Мингун, 68

Шадрина Л.В., 197, 205
Шаныгин А.Н., 58
Шелков К.А., 76
Широков А.Н., 153
Ширяев А.В., 78
Шкурин М.В., 61

Щ

Щербаков А.И., 28

Ю

Юницкий А. Э., 192
Юсим В.А., 80
Юсим Ф.А., 80

Я

Яблонский С.Н., 151

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

1st International Conference
on High-Speed Transport Development
(HSTD 2022)
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 11.10.2022.
Объем 13,2 Мбайт. Электрон. текстовые данные. Заказ 823.

 <https://hstd-conference.ru/>

 hstd-conference@mai.ru

