

Том 29, № 02, 2026

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 29, No. 02, 2026

Издается с 1998 г.

Москва
2026

Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Главная редакция

Главный редактор: *Елисеев Б.П.*, заслуженный юрист РФ, проф., д. ю. н., ректор МГТУ ГА, Москва, Россия.

Зам. главного редактора: *Воробьев В.В.*, проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия.

Ответственные секретари главной редакции: *Наумова Т.В.*, доцент, д. филос. н., профессор кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;
Полешкина И.О., доцент, д. т. н., старший научный сотрудник отдела научных исследований МГТУ ГА, Москва, Россия.

Члены главной редакции:

Боев С.Ф., проф., д. т. н., д. э. н., генеральный директор Межгосударственной акционерной корпорации «Вымпел», Москва, Россия;

Гаранина О.Д., почетный работник науки и техники РФ, проф., д. филос. н., проф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

Желтов С.Ю., заслуженный деятель науки РФ, академик РАН, проф., д. т. н., первый заместитель генерального директора ГосНИИАС, Москва, Россия;

Калугин В.Т., проф., д. т. н., декан МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия;

Козлов А.И., заслуженный деятель науки и техники РФ, проф., д. ф.-м. н., проф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

Лукин Д.С., заслуженный деятель науки РФ, проф., д. ф.-м. н., проф. МФТИ, Москва, Россия;

Махутов Н.А., член-корреспондент РАН, проф., д. т. н., г. н. с. ФГБУН Института машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, Москва, Россия;

Трофименко Ю.В., проф., д. т. н., зав. каф. МАДИ, Москва, Россия;

Туркин И.К., проф., д. т. н., зав. каф. МАИ (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

Ченцов А.Г., член-корреспондент РАН, проф., д. ф.-м. н., г. н. с. Института математики и механики им. Н.Н. Красовского УрО РАН, Екатеринбург, Россия;

Чернышев С.Л., академик РАН, проф., д. ф.-м. н., вице-президент РАН, научный руководитель ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, Москва, Россия;

Шапкин В.С., заслуженный работник транспорта РФ, проф., д. т. н., первый заместитель генерального директора Национального исследовательского центра «Институт имени Н.Е. Жуковского», Москва, Россия;

Дамиан Ривас Ривас, проф., PhD, проф. Университета Севильи, Севилья, Испания;

Сюй Хаудзюнь, PhD, Университет военно-воздушных сил, Хиан, Китай;

Франческа де Кресченцио, проф., кафедра промышленной инженерии, Болонский университет, Болонья, Италия;

Владимир Немец, PhD, Транспортный факультет Яна Пернера, кафедра воздушного транспорта, Университет Пардубице, Пардубице, Чешская Республика;

Станислав Сзабо, PhD, Факультет авиации, Технический университет в Кошице, Кошице, Словацкая Республика.

Editorial Board

- Editor-in-Chief:** *Boris P. Eliseev*, Professor, Doctor of Sciences, Rector, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
- Deputy Editor-in-Chief:** *Vadim V. Vorobyev*, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
- Executive Secretaries:** *Tatiana V. Naumova*, Associate Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
Irina O. Poleshkina, Associate Professor, Doctor of Science, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Chief Editorial Board:

- Sergey F. Boev*, Professor, Doctor of Sciences, General Director, Interstate Joint Stock Corporation “Vympel”, Moscow, Russia;
- Olga D. Garanina*, Honorary Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
- Sergey Y. Zheltov*, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Academician, Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Sciences, First Deputy General Director, State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia;
- Vladimir T. Kalugin*, Professor, Doctor of Sciences, Dean, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia;
- Anatoly I. Kozlov*, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
- Dmitry S. Lukin*, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;
- Nikolay A. Makhutov*, Corresponding Member, The Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Science, Principal Researcher, FSBI, Institute of Machine Science named after A.A. Blagonravov, Moscow, Russia;
- Yuriy V. Trofimenko*, Professor, Doctor of Science, Head of Chair, Moscow Automobile and Road Construction State Technical University, Moscow, Russia;
- Igor K. Turkin*, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia;
- Aleksander G. Chentsov*, Corresponding Member, The Russian Academy of Sciences, prof., Doctor of Science, Principal Researcher, Institute of Mathematics and Mechanics, named after N.N. Krasovskiy, the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Yekaterinburg, Russia;
- Sergey L. Chernishov*, Academician, Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Sciences, Vice-President, Russian Academy of Sciences, Academic Adviser, National Research Center “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia;
- Vacily S. Shapkin*, Honored Worker of Transport of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, First Deputy General Director, The National Research Center “Zhukovsky Institute” Moscow, Russia;
- Damian Rivas Rivas*, Professor, PhD, University of Seville, Seville, Spain;
- Xu Haojun*, PhD, Air Force Engineering University, Xi'an, China;
- Francesca De Crescenzo*, Professor, Department of Industrial Engineering DIN, University of Bologna, Bologna, Italy;
- Vladimir Němec*, PhD, Faculty of Transportation Sciences, Jan Perner Transport Faculty, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic;
- Stanislav Szabo*, Associate Professor, PhD, Dean, Faculty of Aeronautics, Technical University of Košice, Košice, Slovak Republic.

Редакционный совет

Абрамов О.В., заслуженный деятель науки РФ, проф., д. т. н., Институт автоматизации и процессов управления Дальневосточного отделения РАН, Владивосток, Россия;

Акиншин Р.Н., проф., д. т. н., в. н. с., секция оборонных проблем МО РФ при президенте РАН, Москва, Россия;

Бачкало Б.И., проф., д. т. н., в. н. с. ЦНИИ ВВС МО РФ, Щелково, Россия;

Брусов В.С., проф., д. т. н., проф. МАИ (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

Васильев О.В., проф., д. т. н., г. н. с. ООО «НПО НаукаСофт», Москва, Россия;

Вышинский В.В., проф. МФТИ, г. н. с. ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия;

Горелик А.Г., проф., д. ф-м. н., проф. МИФИ, Москва, Россия;

Гузий А.Г., д. т. н., зам. директора ПАО «Авиакомпания «ЮТэйр», Москва, Россия;

Давидов А.О., доцент, д. т. н., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина;

Косьянчук В.В., проф., д. т. н., проф. РАН, заместитель генерального директора ГосНИИАС, Москва, Россия.

Красильщик И.С., проф., д. ф-м. н., проф. МНУ, Москва, Россия;

Кузнецов С.В., проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

Логвин А.И., заслуженный деятель науки РФ, проф., д. т. н., проф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

Пантелеев А.В., проф., д. ф-м. н., зав. каф. МАИ (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

Полтавский А.В., д. т. н., с. н. с., ведущий научный сотрудник Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия;

Рухлинский В.М., д. т. н., председатель комиссии МАК по связям с Международной организацией гражданской авиации, Москва, Россия;

Самохин А.В., д. т. н., в. н. с. Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия;

Сарычев В.А., проф., д. т. н., г. н. с. АО «Радар-ММС», Санкт-Петербург, Россия;

Татаринов В.Н., действительный член Академии электромагнетизма США, проф., д. т. н., проф. ТУСУР, Томск, Россия;

Увайсов С.У., проф., д. т. н., зав. каф. МГУ, Москва, Россия;

Халютин С.П., проф., д. т. н., ген. директор ООО «НПО НаукаСофт», Москва, Россия;

Харитонов С.А., проф., д. т. н., зав. каф. НГТУ, Новосибирск, Россия;

Ходаковский В.А., заслуженный деятель науки ЛССР, проф., д. т. н., Рига, Латвия;

Чинючин Ю.М., проф., д. т. н., проф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

Шахтарин Б.И., академик РАЕН, заслуженный деятель науки и техники РФ, проф., д. т. н., проф. МГТУ им. Н.Э. Баумана (национального исследовательского университета), Москва, Россия;

Юрков Н.К., заслуженный деятель науки РФ, почетный работник высшего профессионального образования РФ, проф., д. т. н., проф. ПГУ, Пенза, Россия.

Editorial Council

Oleg V. Abramov, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Institute of Automation and Control Processes, Far Eastern Branch of the Russian Academy of Sciences, Vladivostok, Russia;

Ruslan N. Akinshin, Professor, Doctor of Sciences, Leading Researcher, Section of Applied Problems under the Presidium of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia;

Boris I. Bachkalo, Professor, Doctor of Sciences, Leading Research Fellow, Russian Air Force Central Scientific Research Institute of Ministry of Defence, Shchelkovo, Russia;

Vladimir S. Brusov, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia;

Oleg V. Vasiliev, Professor, Doctor of Science, Principal Researcher, LLC “Scientific Production Association, NaukaSoft”, Moscow, Russia;

Viktor V. Vyshinsky, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Institute of Physics and Technology, Chief Research Fellow, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovskiy, Russia;

Andrey G. Gorelik, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;

Anatoliy G. Guziy, Doctor of Sciences, UTair Airlines, Moscow, Russia;

Albert O. Davidov, Assistant Professor, Doctor of Sciences, National Aerospace University Kharkiv Aviation Institute, Kharkiv, Ukraine;

Vladislav V. Kosyanchuk, Professor, Doctor of Sciences, Professor RAS, Deputy General Director of State Research Institute of Aviation Systems (GosNIIAS), Moscow, Russia

Iosif S. Krasilschik, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Independent University, Moscow, Russia;

Sergey V. Kuznetsov, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Aleksandr I. Logvin, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation Moscow, Russia;

Andrey V. Panteleev, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia;

Alexandr V. Poltavsky, Doctor of Technical Sciences, Senior Scientific Researcher, Leading Researcher, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Science, Moscow, Russia;

Victor M. Rukhlinskiy, Doctor of Sciences, Chairman of the Commission for Relations with ICAO Board, International and Interstate Organizations of the Interstate Aviation Committee, Moscow, Russia;

Aleksey V. Samokhin, Doctor of Sciences, Leading Researcher, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Science, Moscow, Russia.

Valentin A. Sarychev, Professor, Doctor of Sciences, “Radar-MMS” Joint-Stock Company, St.Petersburg, Russia;

Viktor N. Tatarinov, Actual Member of the US Electrical Magnetism Academy, Professor, Doctor of Sciences, Tomsk State Radio Electronic and Control Systems University, Tomsk, Russia;

Saygid U. Uvaysov, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Technological University, Moscow, Russia;

Sergey P. Khalyutin, Professor, Doctor of Sciences, Director General, CEO LLC “Scientific Production Association, NaukaSoft”, Moscow, Russia;

Sergey A. Kharitonov, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia;

Vladimir A. Hodakovsky, Honored Worker of Science of Latvian Soviet Socialist Republic, Professor, Doctor of Sciences, Riga, Latvia;

Yuriy M. Chinyuchin, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Boris I. Shakhtarin, Academician of the Russian Academy of Natural Sciences, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia;

Nikolay K. Urkov, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Honorary Worker of Higher Professional Education of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Penza State University, Penza, Russia.

СОДЕРЖАНИЕ

К 55-ЛЕТИЮ

МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кузнецов С.В., Ядров Д.В.

Инженерно-авиационная служба гражданской авиации: от технической эксплуатации до поддержания летной годности (часть 2) 8

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Brailko A.A., Ayrapetov S.N., Savushkin S.A., Balyshin K.E.

Experimental investigation and optimization of a check filter element for the dynamic measurement method of aviation fuel industrial cleanliness level 32

Кривогузов И.А.

Алгоритм создания адаптивных сценариев упражнений на тренажёре с применением динамической сложности для повышения эффективности обучения диспетчеров УВД 50

Любушкин Е.Р., Чичков Б.А.

Моделирование и оценка влияния устранения повреждений рабочих лопаток компрессоров турбореактивных двухконтурных двигателей на их работоспособность 61

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Кривошапов А.А.

Обнаружение вихревого следа за самолетом по скосам воздушного потока с помощью градиентных методов оптимизации 76

Кондряков А.Д.

Сравнительный анализ проточной части промежуточного корпуса газотурбинного двигателя со встроенным на вал ротора стартер-генератором 93

Konstantinov S.G., Makeev P.V., Shomov A.I.

Numerical study of helicopter airframe aerodynamics combined with coaxial main rotor using the URANS method 106

Макеев П.В.

Сравнительное исследование потребной мощности соосного и одиночного эквивалентного винтов на режимах висения и горизонтального полета 121

CONTENTS

DIDICATED TO THE 55th ANNIVERSARY OF MOSCOW STATE TECHNICAL UNIVERSITY OF CIVIL AVIATION

Kuznetsov S.V., Yadrov D.V.

Engineering aviation service of the civil aviation: from technical operation to continued airworthiness (part 2) 8

TRANSPORTATION SYSTEMS

Brailko A.A., Ayrapetov S.N., Savushkin S.A., Balyshin K.E.

Experimental investigation and optimization of a check filter element for the dynamic measurement method of aviation fuel industrial cleanliness level 32

Krivoguzov I.A.

An algorithm for creating adaptive exercise scenarios on a simulator using dynamic complexity to improve the effectiveness of ATCO training 50

Lyubushkin E.R., Chichkov B.A.

Modelling and analysis of defect rectification impact on turbofan engine compressor blades' operation capacity 61

MECHANICAL ENGINEERING

Krivoschapov A.A.

Aircraft vortex wake detection based on airflow skew data using gradient optimization methods 76

Kondryakov A.D.

The flow part comparative analysis of a gas turbine engine intermediate casing with a starter generator integrated onto the rotor shaft 93

Konstantinov S.G., Makeev P.V., Shomov A.I.

Numerical study of helicopter airframe aerodynamics combined with coaxial main rotor using the URANS method 106

Makeev P.V.

Comparative study of required power of coaxial rotor and equivalent single rotor at the hover and forward flight modes 121

*К 55-ЛЕТИЮ
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ*

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-8-31

**Инженерно-авиационная служба гражданской авиации:
от технической эксплуатации до поддержания летной годности
(часть 2)**

С.В. Кузнецов¹, Д.В. Ядров²

¹*Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

²*Федеральное агентство воздушного транспорта, г. Москва, Россия*

Аннотация: Работа продолжает и развивает тему инженерно-авиационной службы гражданской авиации в юбилейный, 75-й год ее существования, поднятую в первой статье на эту тему. В ней проведен анализ деятельности инженерно-авиационной службы в начальный российский период, когда основным нормативным документом была пятая редакция Наставления по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники. Проведен анализ целей, задач и функций инженерно-авиационной службы в этот период, регламентируемых наставлением. Показано, как они изменялись и дополнялись в процессе накопления опыта деятельности до тех пор, пока не сложилась стройная система технической эксплуатации авиационной техники, включающая авиационный персонал – основу инженерно-авиационной службы, и в качестве основной задачи не встала задача поддержания летной годности. Проанализированы основные документы Международной организации гражданской авиации (ИКАО), американской авиационной администрации FAA и европейского агентства по авиационной безопасности EASA в историческом и содержательном аспектах, показана структура отечественных федеральных авиационных правил в их развитии в части поддержания летной годности. Выявлены проблемы, возникшие в связи с утратой терминами «техническая эксплуатация» и «инженерно-авиационная служба» нормативно-правового статуса. Сформулированы задачи, возникающие в связи с этим. Предложено изменить перечень авиационного персонала, добавив в него специалиста по управлению поддержанием летной годности с выдачей ему свидетельства с квалификационной отметкой D с правом подготовки сертификата летной годности экземпляра воздушного судна. Обоснована необходимость сохранения в новых федеральных образовательных стандартах наименований специальностей по технической эксплуатации воздушного судна и их компонентов, наполнения содержания учебных программ высшего образования освещением технически грамотного применения авиационной техники, в том числе в полете, а также управления поддержанием летной годности ВС и пригодности их компонентов к безопасному полету.

Ключевые слова: гражданская авиация, инженерно-авиационная служба, техническая эксплуатация, техническое обслуживание, поддержание летной годности, воздушное судно, авиационная техника, авиационный персонал, федеральные авиационные правила.

Для цитирования: Кузнецов С.В., Ядров Д.В. Инженерно-авиационная служба гражданской авиации: от технической эксплуатации до поддержания летной годности (часть 2) // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 8–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-8-31

Engineering aviation service of the civil aviation: from technical operation to continued airworthiness (part 2)

S.V. Kuznetsov¹, D.V. Yadrov²

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

²Federal Air Transport Agency, Moscow, Russia

Abstract: The article continues and develops the subject of the civil aviation engineering service in the 75th anniversary year of its existence, raised in the first article on this theme. It analyzes the activities of the aviation engineering service in the early post-Soviet period, when the main regulatory document was the fifth edition of the Manual on Technical Operation and Repair of Aviation Equipment (NTERAT GA-93). An analysis of the goals, objectives and functions of the aviation engineering service during this period, regulated by the manual, is carried out. It is shown how they changed and were supplemented in the process of accumulating experience until a coherent system of technical operation of aviation equipment was formed, including aviation personnel – the basis of the aviation engineering service until continuing airworthiness became its main task. The article analyzes the main documents of the International Civil Aviation Organization (ICAO), the American Federal Aviation Administration (FAA) and the European Aviation Safety Agency (EASA) in historical and substantive aspects, shows the structure of domestic federal aviation regulations in their development in terms of continuing airworthiness. The problems that have arisen due to the loss of the normative and legal status of the terms “technical operation” and “aviation engineering service” are identified. The tasks that arise in this regard are formulated. It is proposed to change the list of aviation personnel by adding a specialist in continuing airworthiness management to it with the issuance of a certificate with the qualification category D with the privilege to prepare an airworthiness review certificate for an aircraft instance. The need to retain the names of specialties in the technical maintenance of aircraft and their components in the new federal educational standards, to fill the content of higher education curricula with coverage of the technically competent use of aviation equipment, including in flight, as well as the management of continuing airworthiness of aircraft and the suitability of their components for safe flight is substantiated.

Keywords: civil aviation, aviation engineering service, technical operation, maintenance, continuing airworthiness, aircraft, aviation equipment, aviation personnel, federal aviation regulations.

For citation: Kuznetsov, S.V., Yadrov, D.V. (2026). Engineering aviation service of the civil aviation: from technical operation to continued airworthiness (part 2). Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 2, pp. 8–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-8-31

Введение

В первой статье, посвященной 75-летию инженерно-авиационной службы (ИАС) гражданской авиации (ГА) России [1], проведен анализ советского периода деятельности ИАС – ее целей, задач, функций на базе основных нормативных документов – четырех первых наставлений по ИАС и по технической эксплуатации (ТЭ) и ремонту авиационной техники (АТ). В данной статье проводится анализ начального российского периода деятельности ИАС, современного этапа ее развития, а также раскрываются некоторые ее перспективы.

Начальный российский период деятельности ИАС ГА

Пятое наставление по ИАС в ГА – «Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники в гражданской авиации России» (НТЭРАТ ГА-93) было утверждено приказом № ДВ-58 от 20 июня 1994 года директора Департамента воздушного транспорта Министерства транспорта Российской Федерации В.В. Замотина¹ и введено в действие с 1 января 1995 года. Это наставление больше не обновлялось.

¹ Приказ ДВТ Минтранса РФ от 20 июня 1994 г. N ДВ-58. Об утверждении «Наставления по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники в гражданской авиации России» [Электронный ресурс] // НТЭРАТ ГА-93. 1994. 113 с. URL: http://laynercenter.ru/images/prikaz/ntyerat_ga_93.pdf (дата обращения: 25.03.2025).

Система технической эксплуатации (СТЭ) представляет собой упорядоченную совокупность норм и правил ТЭ в сочетании с организационными, производственными и функциональными структурами, комплексом мер и решений, обеспечивающими их выполнение.

Подразделения структур воздушного транспорта (ВТ), организующие и обеспечивающие ТЭ авиационной техники, представляют собой организационно и функционально связанный комплекс с четко выраженной ориентацией деятельности. Обобщенно указанный комплекс именуется инженерно-авиационной службой, а его деятельность – инженерно-авиационным обеспечением полетов.

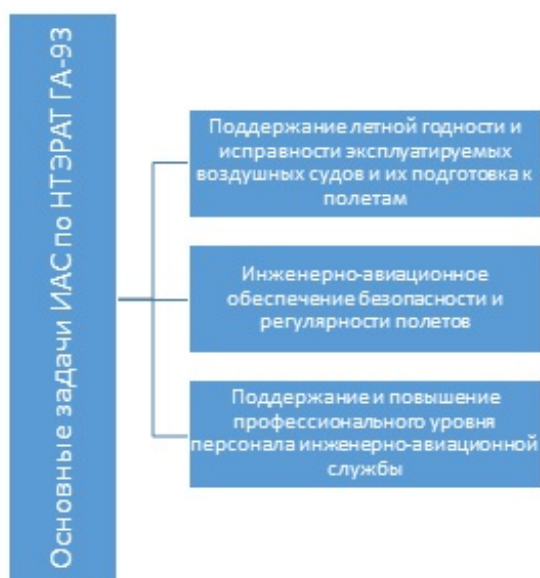


Рис. 1. Основные задачи ИАС ГА по НТЭРАТ ГА-93
Fig. 1. The main tasks of the civil aviation engineering service according to NTERAT GA-93

Наставление НТЭРАТ ГА-93 следующим образом определило основные задачи ИАС ГА (рис. 1):

- поддержание летной годности и исправности эксплуатируемых воздушных судов и их подготовка к полетам;
- инженерно-авиационное обеспечение безопасности и регулярности полетов;
- поддержание и повышение профессионального уровня персонала инженерно-авиационной службы.

Наставление НТЭРАТ ГА-93 следующим образом определило основные функции ИАС ГА (рис. 2):

- планирование использования воздушных судов, технического обслуживания и ремонта авиационной техники;
- организация и выполнение ТО и ремонта АТ (в том числе восстановление ресурса АТ), ее доработок, проверок и осмотров, контроля качества АТ и ее ТОиР – в соответствии с требованиями эксплуатационной и ремонтной документации;
- сбор, учет и обработка данных о выявленных в полете и на земле отказах и неисправностях авиационной техники;
- анализ надежности, анализ и обобщение опыта ТЭ авиационной техники, ее ТОиР – с мероприятиями по предупреждению авиационных инцидентов, отказов и неисправностей АТ, в целях обеспечения безопасности полетов и совершенствования собственной деятельности;
- ведение рекламационно-претензионной работы, предъявление требований к поставщикам АТ об устранении недостатков их продукции;
- контроль соответствия летно-технических характеристик ВС требованиям руководства по летной эксплуатации (РЛЭ);
- обеспечение охраны ВС при их техническом обслуживании и ремонте;
- участие в разработке и реализации прогрессивных технологий контроля состояния АТ, ее ТОиР, организации труда и производства;
- разработка предложений по совершенствованию электрических ракетных двигателей (ЭРД) авиационной техники;
- обеспечение потребностей в ЭРД для АТ, ее ведение и обеспечение сохранности, включая пономерную (судовую) документацию;
- ведение установленных форм учета и отчетности по доработкам АТ, деятельности ИАС, составу, состоянию, использованию и движению парка самолетов, вертолетов и авиадвигателей, материальному имуществу, запасным частям и оборудованию;
- метрологическое обеспечение ТЭ и производства ТОиР АТ, осуществляемых авиапредприятием;

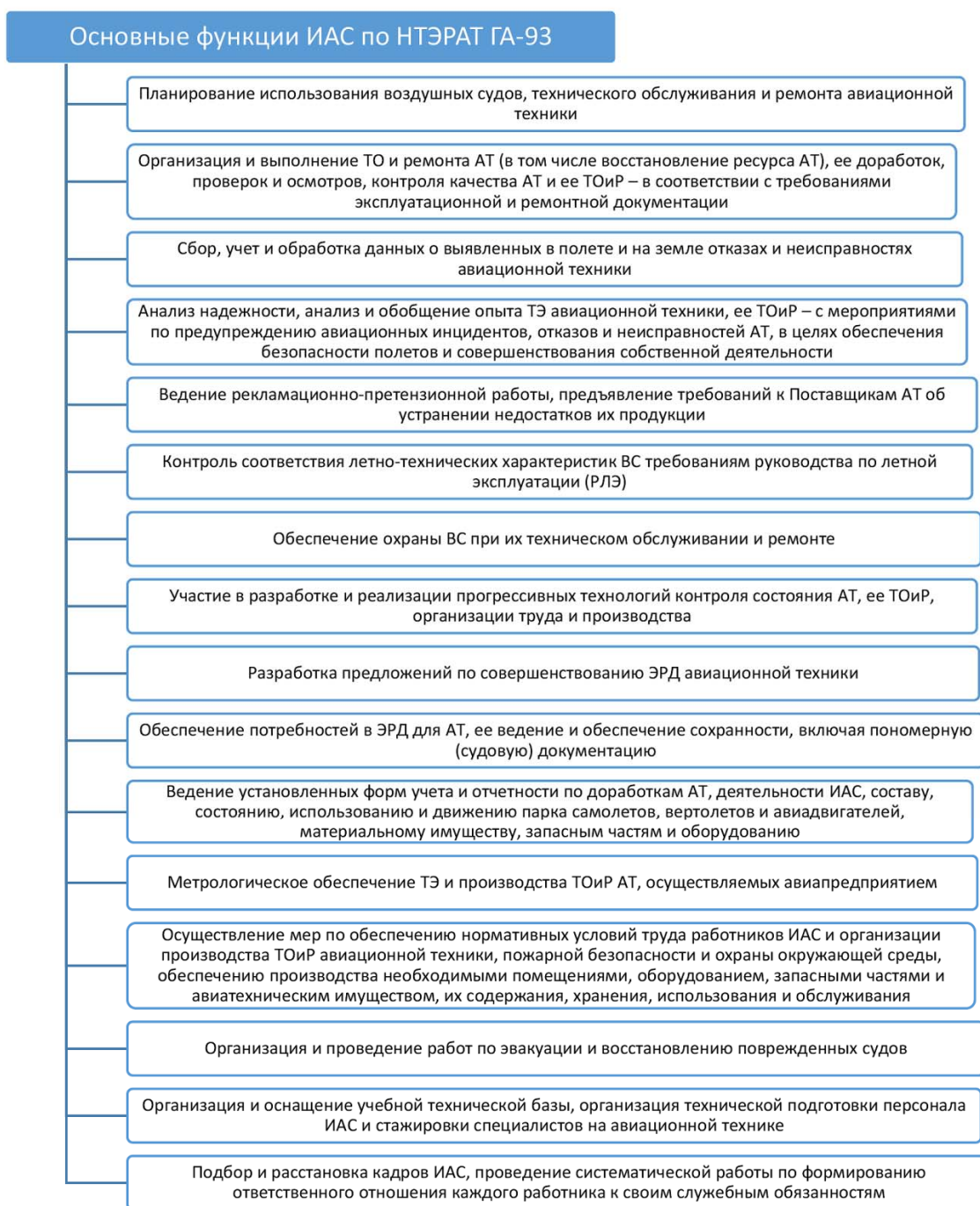


Рис. 2. Основные задачи ИАС ГА по НТЭРАТ ГА-93
Fig. 2. Main functions of the civil aviation engineering service according to NTERAT GA-93

- осуществление мер по обеспечению нормативных условий труда работников ИАС и организации производства ТОиР авиационной техники, пожарной безопасности и охраны окружающей среды, обеспечению производства необходимыми помещениями, оборудованием, запасными частями и авиатех-

- ническим имуществом, их содержания, хранения, использования и обслуживания;
 - организация и проведение работ по эвакуации и восстановлению поврежденных судов;
 - организация и оснащение учебной технической базы, организация технической

подготовки персонала ИАС и стажировки специалистов на авиационной технике;

- подбор и расстановка кадров ИАС, проведение систематической работы по формированию ответственного отношения каждого работника к своим служебным обязанностям.

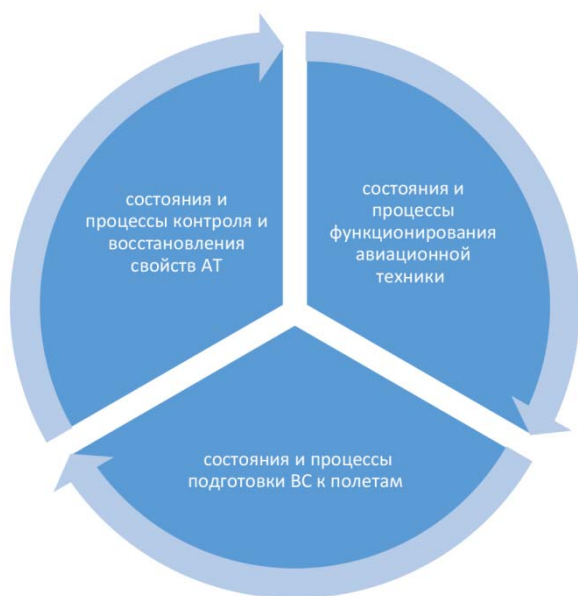


Рис. 3. Состояния и процессы технической эксплуатации по НТЭРАТ ГА-93

Fig. 3. States and processes of technical operation according to NTERAT GA-93

В наставлении НТЭРАТ ГА-93 определена структура состояний и процессов технической эксплуатации (рис. 3), включающая:

- состояния и процессы функционирования авиационной техники;
- состояния и процессы подготовки ВС к полетам;
- состояния и процессы контроля и восстановления свойств АТ.

Осуществляемую в наземных условиях часть указанных процессов и состояний составляют мероприятия, определяемые как техническое обслуживание и ремонт АТ.

В наставлении НТЭРАТ ГА-93 установлено основное требование, что к полетам допускаются только исправные воздушные суда. Воздушное судно считается исправным при условии, что (рис. 4):

- планер, двигатели и комплектующие изделия имеют остаток ресурса и срока служ-

бы, полностью укомплектованы согласно перечню пономерной документации (формуляры, бортовой журнал и др.);

- на судне выполнено очередное техническое обслуживание, предусмотренное регламентом, устранены неисправности и их последствия;
- оформлена производственно-техническая и пономерная документация;
- исправность судна подтверждена подписями соответствующих должностных лиц в карте-наряде.

К сожалению, у этого наставления незавидная судьба. Оно было введено в действие всего лишь приказом начальника одного из департаментов Министерства транспорта. Через два года вступил в действие новый Воздушный кодекс Российской Федерации, который определил нормативно-правовой статус за федеральными авиационными правилами, которые должны проходить экспертизу в Министерстве юстиции. НТЭРАТ ГА-93 такими правилами не является, поэтому правовой силы не имеет. Тем не менее это наставление до сих пор не отменено.

Оно особенно важно, так как именно здесь в последний раз были определены термины «техническая эксплуатация» и «инженерно-авиационная служба» для ГА. Термин «техническая эксплуатация» сохранялся вплоть до апреля 2014 года в российском названии специалиста – обладателя лицензии на проведение технического обслуживания ВС (Aircraft Maintenance License) – свидетельства специалиста по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники. С введением в действие ФАП-32 название документа было изменено на «Свидетельство специалиста по ТО ВС».

Таким образом, «техническая эксплуатация» сохранилась только в наименованиях направлений и специальностей обучения МГТУ ГА. А инженерно-авиационная служба «растворилась» в авиационном персонале как одна из шестнадцати позиций, среди которых тринадцать позиций летного персонала и три позиции наземного персонала.

Во многом это произошло по той причине, что парк ВС российских авиакомпаний

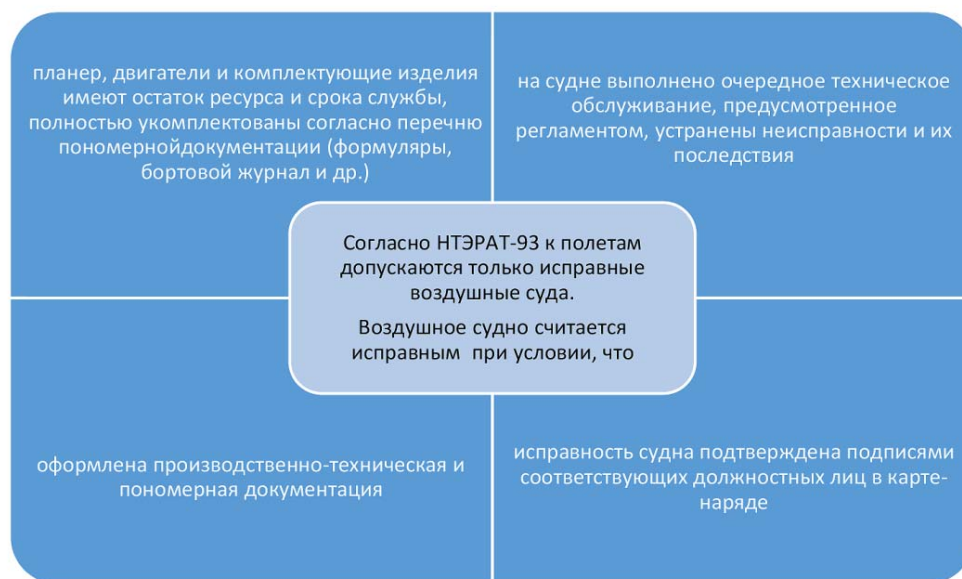


Рис. 4. Условия допуска самолета к полетам по НТЭРАТ ГА-93
Fig. 4. Conditions for admitting aircraft to operation according to NTERAT GA-93

стал пополняться в основном судами, произведенными за рубежом. Их эксплуатация может осуществляться только по международным правилам, которые в советский период деятельности ГА могли оставаться лишь рекомендательными. С середины 1990-х годов они стали обязательными для Российской Федерации.

Это нашло отражение и в новом Воздушном кодексе Российской Федерации, что потребовало смены парадигмы деятельности ИАС ГА. Главный руководящий орган ИАС Департамента воздушного транспорта сменил название с Главного управления по эксплуатации и ремонту авиационной техники (ГУЭРАТ) на управление по поддержанию летной годности (УПЛГ). В это время был образован Государственный центр безопасности полетов на воздушном транспорте.

В структуре ГосНИИ ГА был образован Научный центр по поддержанию летной годности. Началось формирование отечественной системы поддержания летной годности ВС на базе системы технической эксплуатации.

Один из авторов этой статьи принял участие в научном сопровождении ее формирования в части разработки новой концепции и новых правил для подготовки и переподго-

товки инженерно-технического персонала, опубликованных в следующих работах: «Проблемы подготовки инженерно-технического персонала для обслуживания нового поколения отечественных и зарубежных ВС» (1996), «Новые концепция и методология подготовки и переподготовки инженерно-технического состава гражданской авиации по авионике современных типов ВС» (1998), «Проблемы подготовки инженерно-технического персонала для технической эксплуатации авионики» (1998), «О реализации в федеральных авиационных правилах новой концепции подготовки и переподготовки инженерно-технического персонала по технической обслуживанию авионики» (1999), «Об отражении в проектах федеральных авиационных правил концепции подготовки и переподготовки инженерно-технического персонала гражданской авиации по авионике» (2002, 2003).

СССР вступил в Международную организацию гражданской авиации (ИКАО) в 1970 году. Это оказало влияние на деятельность ИАС ГА еще в советское время. На рис. 5 представлены основные документы, определяющие международные стандарты и рекомендованную практику в части поддер-



Рис. 5. Основные руководящие документы ИКАО в части летной годности

Fig. 5. ICAO main airworthiness guidelines

жания летной годности ВС: конвенция², приложения^{3,4,5,6} и руководства ИКАО^{7,8,9}. Уставной целью этой организации является обеспечение безопасного развития международной ГА путем обеспечения и поддержания летной годности ВС.

В качестве образца практической реализации концепции поддержания летной годности был взят закон США FAA Law 85-726

(23/08/1958)¹⁰ об учреждении Федерального управления гражданской авиации США при Министерстве транспорта и базирующиеся на нем федеральные авиационные правила^{11,12,13,14,15} в части поддержания летной годности (рис. 6).

² Doc 7300/9: Convention on International Civil Aviation. 9th ed. // ICAO, 2006. 116 p.

³ Annex 1 to the Convention on International Civil Aviation. 14th ed. // ICAO, 2022. 156 p.

⁴ Annex 6 – Operation of Aircraft. Part I: International Commercial Air Transport – Aeroplanes. 12th ed. // ICAO, 2022. 292 p.

⁵ Annex 8 – Airworthiness of Aircraft. 13th ed. // ICAO, 2022. 248 p.

⁶ Annex 19 – Safety Management. 3rd ed. // ICAO, 2025. 46 p.

⁷ DOC 9760: Руководство по летной годности. 4-е изд. // ИКАО, 2020. 468 с.

⁸ DOC 9859: Руководство по управлению безопасностью полетов. 4-е изд. // ИКАО, 2018. 318 с.

⁹ DOC 9734a: Safety Oversight Manual Part A – The Establishment and Management of a State Safety Oversight System. 3rd ed. [Электронный ресурс] // ICAO, 2017. 48 p. URL: <https://store.icao.int/en/safety-oversight-manual-part-a-the-establishment-and-management-of-a-state-safety-oversight-system-doc-9734a> (дата обращения: 25.03.2025).

¹⁰ Federal Aviation Public Law 85-726. An Act to create a Civil Aeronautics Board and a Federal Aviation Agency [Электронный ресурс] // Authenticated U.S. Government Information. 1958. Pp. 731–811. URL: <https://www.govinfo.gov/content/pkg/STATUTE-72/pdf/STATUTE-72-Pg731.pdf> (дата обращения: 25.03.2025).

¹¹ FAA PART 21-Certification procedures for products and articles [Электронный ресурс] // Code of Federal Regulations. URL: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-21> (дата обращения: 25.03.2025).

¹² FAA PART 43-Maintenance, preventive maintenance, rebuilding, and alteration [Электронный ресурс] // Code of Federal Regulations. URL: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-43> (дата обращения: 25.03.2025).

¹³ FAA PART 145-Repair stations [Электронный ресурс] // Code of Federal Regulations. 2024. URL: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-H/part-145> (дата обращения: 25.03.2025).

¹⁴ FAA PART 147-Aviation maintenance technician schools [Электронный ресурс] // Code of Federal Regulations. URL: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-H/part-147> (дата обращения: 25.03.2025).

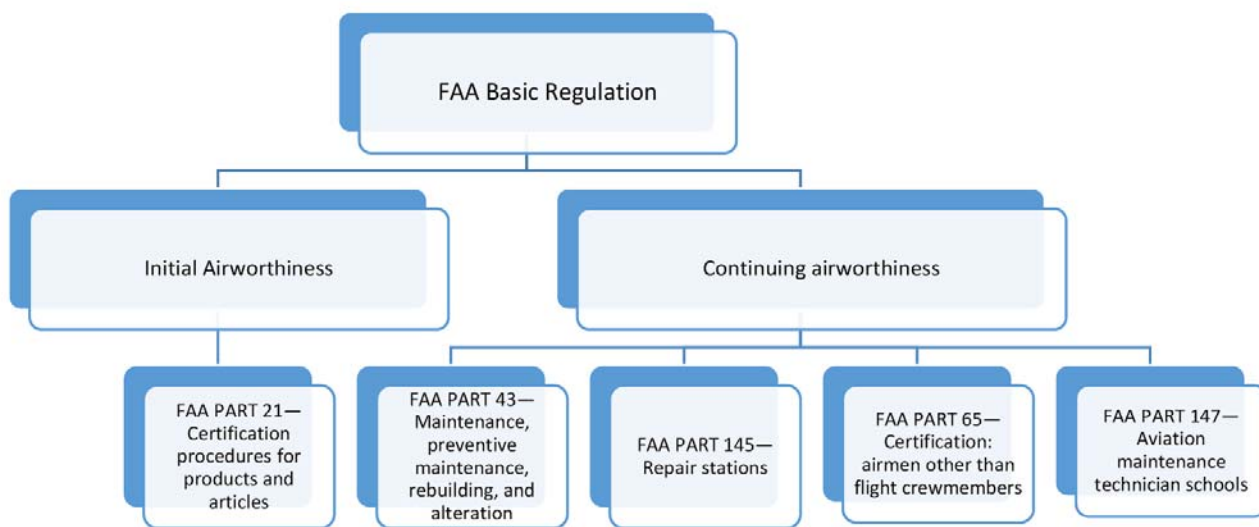


Рис. 6. Основные руководящие документы FAA в части летной годности
Fig. 6. FAA main airworthiness guidelines

Впоследствии эти документы легли в основу создания аналога американской авиационной администрации в Европе – Управления гражданской авиации Евросоюза (JAA). В дальнейшем оно было преобразовано в Европейское агентство авиационной безопасности (EASA).

На рис. 7 показана актуальная на текущий момент времени структура правил EASA^{16,17,18,19,20} в части летной годности ВС и ее поддержания.

Как видно, она в своей основе повторяет структуру правил FAA, но в значительной мере развивает ее. Так, части 21, 145, 147 и 66 по содержанию соответствуют их американским аналогам. Однако документ EASA часть M, а также появившиеся относительно недавно части T, ML, CAMO и CAO развивают концепцию поддержания летной годности ВС, заложенную в документах FAA.

Условия допуска ВС к полетам по правилам EASA показаны на рис. 8.

Актуальные документы EASA развивают концепцию независимости организаций по техническому обслуживанию (АМО).

Варианты функционального взаимодействия бизнес-группы держателей сертификатов эксплуатантов (АОС) с организациями по

¹⁵ FAA PART 65-Certification: airmen other than flight crewmembers [Электронный ресурс] // Code of Federal Regulations. 2018. URL: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-D/part-65> (дата обращения: 25.03.2025).

¹⁶ Part 21-Airworthiness and Environmental Certification [Электронный ресурс] // EASA. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/acceptable-means-compliance-and-guidance-material-group/part-21-airworthiness-and-environmental> (дата обращения: 25.03.2025).

¹⁷ Commission Regulation: on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks [Электронный ресурс] // Official Journal of the European Union. 2014. 200 p. URL: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=OJ:L:2014:362:FULL> (дата обращения: 25.03.2025).

¹⁸ Commission Implementing Regulation: as regards safety management systems in maintenance organisations and correcting that Regulation [Электронный ресурс] // Official Journal of the European Union. 2021. 34 p. URL: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=CELEX:32021R1963> (дата обращения: 25.03.2025).

¹⁹ Commission Implementing Regulation: on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks, and correcting that Regulation [Электронный ресурс] // Official Journal of the European Union. 2023. 58 p. URL: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=CELEX:32023R0989> (дата обращения: 25.03.2025).

²⁰ Commission Implementing Regulation: as regards continuing airworthiness for electric- and hybrid-propulsion aircraft and other non-conventional aircraft [Электронный ресурс] // Official Journal of the European Union. 2025. 40 p. URL: https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=OJ:L_202500111 (дата обращения: 25.03.2025).

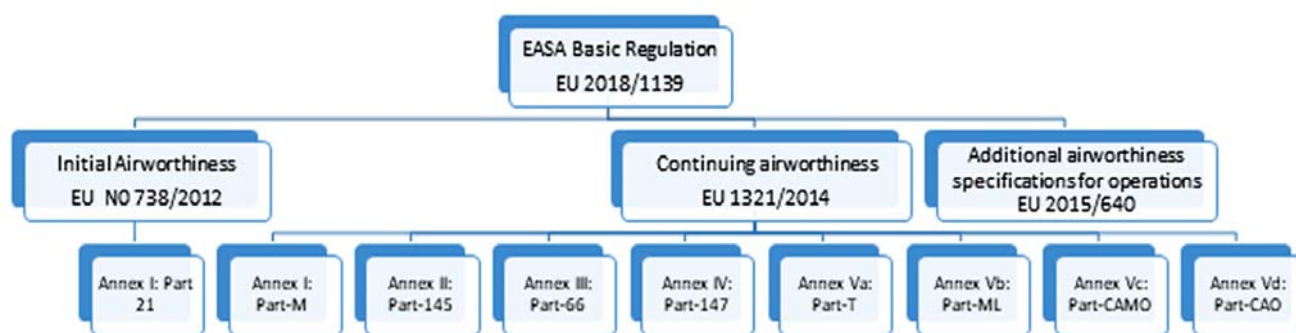


Рис. 7. Основные руководящие документы EASA в части летной годности
Fig. 7. EASA main airworthiness guidelines



Рис. 8. Условия допуска ВС к полетам по правилам EASA
Fig. 8. Conditions for admitting aircraft to operation according to EASA

управлению поддержанием летной годности (CAMO) показаны на рис. 9. В правилах EASA введена концепция объединенной организации по управлению поддержанием летной годности (CAO).

Актуальные правила EASA развивают концепцию сертифицирующего персонала по ТО ВС (certifying staff). Уточнены полномочия для традиционных типов лицензий (квалификационных отметок) и введены новые типы, что представлено на рис. 10.

Лицензия на ТО ВС категории А позволяет ее владельцу выпускать сертификаты о допуске к эксплуатации после незначительного

планового линейного обслуживания и простого устранения дефектов в пределах задач, специально одобренных в разрешении на сертификацию. Привилегии сертификации ограничиваются работой, которую обладатель лицензии лично выполнил в организации по ТО (AMO), выдавшей разрешение на сертификацию.

Лицензии на ТО ВС категорий А1, А2, А3 и А4 различают турбовинтовые и поршневые самолеты и вертолеты.

Лицензия на ТО ВС категории В1 позволяет ее владельцу выпускать сертификаты о допуске к эксплуатации и выполнении

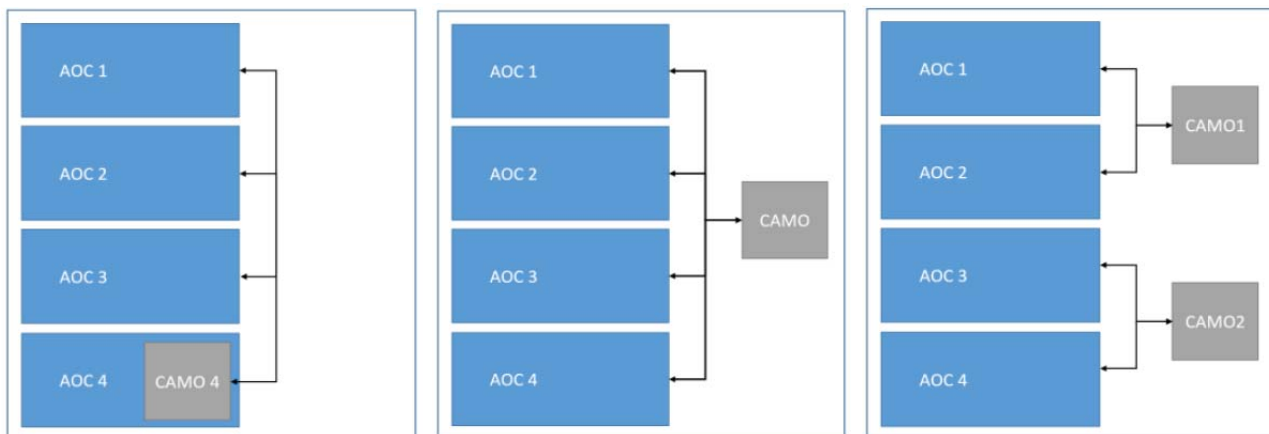


Рис. 9. Схемы функционального взаимодействия АОС и САМО
Fig. 9. AOC and CAMO functional interaction diagrams

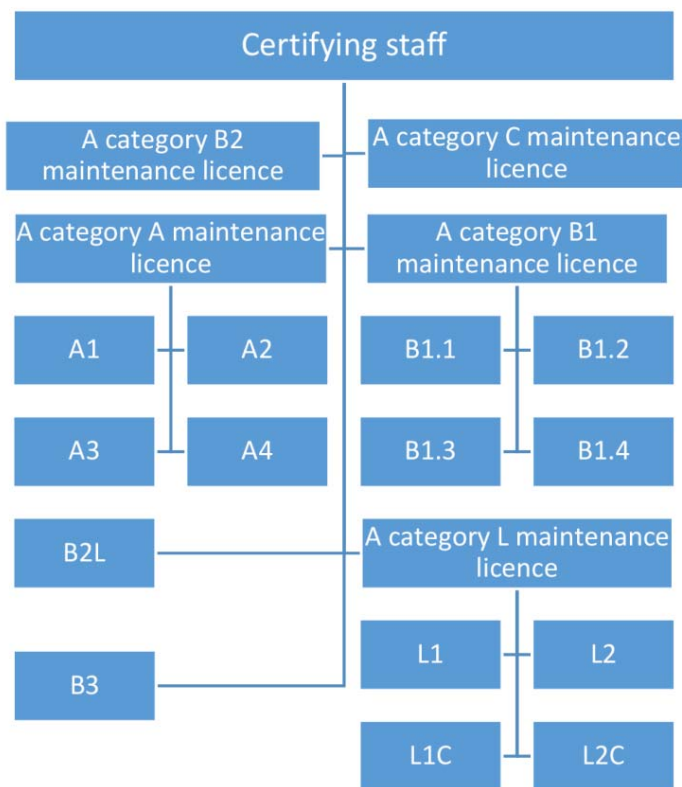


Рис. 10. Обновленная структура сертифицирующего персонала по ТО ВС согласно правилам EASA
Fig. 10. Updated structure of aircraft maintenance certifying staff according to EASA

функций вспомогательного персонала В1 в следующем порядке:

- а) техническое обслуживание конструкции самолета, силовой установки и механических и электрических систем;
- б) работа с системами авионики, требующая только простых испытаний для подтвер-

ждения их работоспособности и не требующая устранения дефектов. Категория В1 включает соответствующую подкатегорию А.

Лицензии на ТО ВС категорий В1.1, В1.2, В1.3 и В1.4 различают турбовинтовые и поршневые самолеты и вертолеты.

Лицензия на ТО ВС категории В2 позволяет ее владельцу: 1) выпускать сертификаты о допуске к эксплуатации и выступать в качестве вспомогательного персонала уровня В2 для следующих целей: а) техническое обслуживание, выполненное на авиационных и электрических системах, а также б) на системах авионики, включая силовые установки и механические системы, требующие только простых испытаний для подтверждения их работоспособности; 2) выпускать сертификаты о допуске к эксплуатации после простого планового технического обслуживания и простого устранения дефектов в пределах задач, специально одобренных в разрешении на сертификацию. Эта привилегия сертификации должна быть ограничена работой, которую держатель лицензии выполнил лично в организации по ТО (АМО), выдавшей разрешение на сертификацию, и ограничена рейтингами, уже одобренными в лицензии В2. Лицензия категории В2 не включает в себя подкатегорию А.

Лицензия на ТО ВС категории В2L позволяет ее владельцу выпускать сертификаты о допуске к эксплуатации и выступать в качестве вспомогательного персонала В2L для следующих целей: а) техническое обслуживание электрических систем; б) техническое обслуживание систем авионики, выполненное в пределах номинальных характеристик систем, специально одобренных в лицензии; в) при наличии квалификационной отметки «системы планера» выполнение задач по электрическим системам и авионике в составе силовой установки и механических систем, требующих только простых испытаний для подтверждения их работоспособности.

Лицензия на ТО ВС категории В3 позволяет ее владельцу выпускать сертификаты о допуске к эксплуатации и выступать в качестве вспомогательного персонала категории В3 для следующих целей: а) техническое обслуживание конструкции самолета, силовой установки и механических и электрических систем; б) работа с системами авионики, требующая только простых испытаний для подтверждения их работоспособности и не требующая устранения дефектов.

Лицензия на ТО ВС категории L позволяет ее владельцу выпускать сертификаты о допуске к эксплуатации и выступать в качестве вспомогательного персонала категории L для следующих целей: а) техническое обслуживание конструкции самолета, силовой установки, механических и электрических систем; б) работа с радио, аварийными радиомаяками и системами транспондеров; в) работы над другими системами авионики, требующие простых испытаний для подтверждения их работоспособности. Подкатегория L2 включает подкатеорию L1.

Категория L разделена на следующие подкатегории: L1C: композитные планеры, L1: планеры, L2C: планеры с композитным двигателем и композитные самолеты, L2: мотопланеры: воздушные шары, L3G: газовые баллоны, L4H: дирижабли, L4G, L5: газовые дирижабли.

Лицензия на ТО ВС категории С позволяет ее владельцу выдавать сертификаты о допуске к эксплуатации после базового ТО ВС. Привилегии распространяются на ВС в целом. Лицензия на ТО ВС категории С, выданная в отношении сложных ВС, должна включать привилегии лицензии на ТО ВС категории С также в отношении ВС, не являющихся сложными ВС.

Проблемам гармонизации отечественной системы подготовки инженерных кадров для ИАС с международными требованиями были посвящены следующие работы одного из авторов этой статьи: «Проблемы гармонизации базового образования российского инженерно-технического персонала гражданской авиации с европейскими требованиями» (2009), «Подготовка инженерно-технического персонала по технической эксплуатации авионики и авиационных электросистем воздушных судов с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями» (2014), «Подготовка инженерно-технического персонала по технической эксплуатации авионики и авиационных электросистем воздушных судов с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями» (2013), «Проблемы подготовки ин-

женерно-технического персонала по технической эксплуатации воздушных судов в процессе гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями» (2013), «Международная квалификационная (компетентностная) система подготовки и оценки персонала по техническому обслуживанию воздушных судов» (2015).

Современный этап развития ИАС ГА

Опираясь на рекомендованную практику и стандарты ИКАО, правила FAA и EASA, Российская Федерация формирует систему поддержания летной годности ВС взамен сформированной в советское время системы технической эксплуатации на основе Воздушного кодекса Российской Федерации²¹, приказов Федеральной авиационной службы (ФАС), Росавиации, Минтранса и Федеральных авиационных правил^{22,23,24,25,26,27,28,29,30}.

²¹ Воздушный кодекс Российской Федерации № 60-ФЗ от 19 марта 1997 г. [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. 1997. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_13744/ (дата обращения: 25.03.2025).

²² Приказ Федеральной авиационной службы России № 287 от 30 декабря 1997 г. Об утверждении «Порядка сертификации организаций по техническому обслуживанию авиационной техники» (не применяется) [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 1997. URL: <https://base.garant.ru/178259/> (дата обращения: 25.03.2025).

²³ Приказ Федеральной авиационной службы России № 41 от 19 февраля 1999 г. Об утверждении и введении в действие Федеральных авиационных правил «Организации по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники» (ФАП-145) [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 1999. URL: <https://base.garant.ru/5229916/> (дата обращения: 25.03.2025).

²⁴ Приказ Федеральной авиационной службы РФ № 23 от 29 января 1999 г. О введении в действие Федеральных авиационных правил «Сертификация авиационных учебных центров» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 1999. URL: <https://base.garant.ru/180706/> (дата обращения: 25.03.2025).

²⁵ Приказ Министерства транспорта Российской Федерации № 11 от 4 февраля 2003 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Сертификационные требования к физическим лицам, юридическим лицам, осуществляющим коммерческие воз-

Основные нормативно-правовые и руководящие документы для ИАС ГА РФ представлены на рис. 11.

душные перевозки. Процедуры сертификации». [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2003. URL: <https://base.garant.ru/5203099/> (дата обращения: 25.03.2025).

²⁶ Приказ Министерства транспорта Российской Федерации № 118 от 17 апреля 2003 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Положение о порядке допуска к эксплуатации единичных экземпляров воздушных судов авиации общего назначения» (документ отменен) [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2003. URL: <https://base.garant.ru/185850/> (дата обращения: 25.03.2025).

²⁷ Приказ Минтранса России № 132 от 16 мая 2003 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Экземпляр воздушного судна. Требования и процедуры сертификации» (документ отменен) [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2003. URL: <https://base.garant.ru/185950/> (дата обращения: 25.03.2025).

²⁸ Постановление Правительства Российской Федерации № 396 от 30 июля 2004 г. «Об утверждении Положения о Федеральном агентстве воздушного транспорта» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2004. URL: <https://base.garant.ru/187264/> (дата обращения: 25.03.2025).

²⁹ Приказ Министерства транспорта Российской Федерации № 108 от 17 июля 2008 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2008. URL: <https://base.garant.ru/193729/> (дата обращения: 25.03.2025).

³⁰ Приказ Минтранса России № 147 от 12 сентября 2008 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к членам экипажа воздушных судов, специалистам по техническому обслуживанию воздушных судов и сотрудникам по обеспечению полетов (полетным диспетчерам) гражданской авиации» (действует до 1 сентября 2026 г.) [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2008. URL: <https://base.garant.ru/194352/> (дата обращения: 25.03.2025).

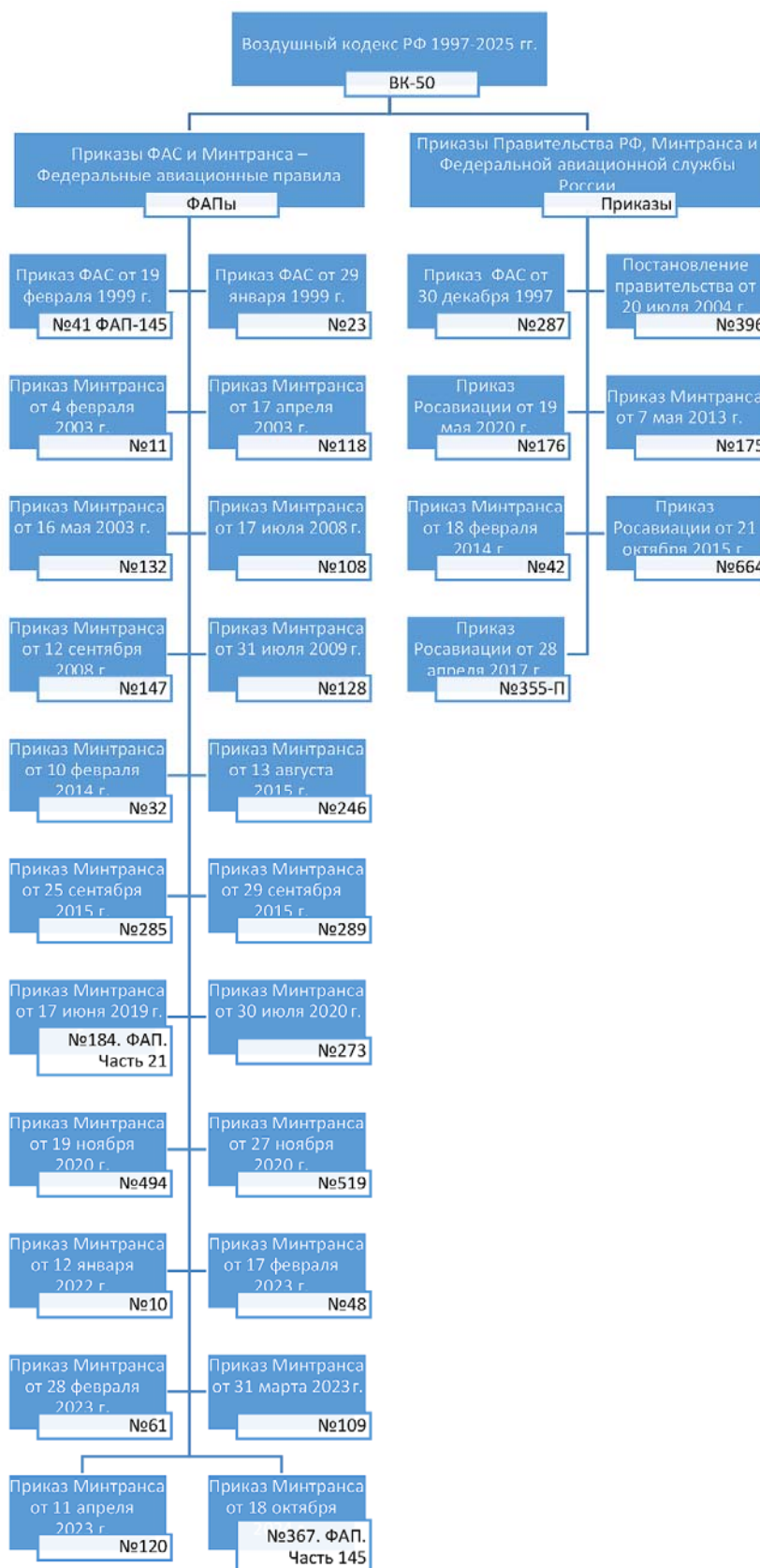


Рис. 11. Основные нормативно-правовые и руководящие документы для ИАС ГА Российской Федерации
Fig. 11. Main regulatory and guidance documents for aviation engineering service of the Russian Federation

Ссылки на приказы ФАС, Росавиации, Минтранса России и ФАП представлены в хронологическом порядке^{31,32,33,34,35,36,37}.

³¹ Приказ Минтранса России № 128 от 31 июля 2009 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2009. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/96235> (дата обращения: 25.03.2025).

³² Приказ Росавиации № 176 от 19 мая 2010 г. Об утверждении Положения об Управлении поддержания летной годности воздушных судов Федерального агентства воздушного транспорта [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2010. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/6638843/> (дата обращения: 25.03.2025).

³³ Приказ Министерства транспорта Российской Федерации № 175 от 7 мая 2013 г. Об утверждении Административного регламента Федерального агентства воздушного транспорта предоставления государственной услуги по организации и проведению инспекций гражданских воздушных судов с целью оценки их летной годности и выдачи соответствующих документов [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2013. URL: <https://base.garant.ru/70407648/> (дата обращения: 25.03.2025).

³⁴ Приказ Министерства транспорта РФ № 32 от 10 февраля 2014 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования, предъявляемые к оформлению и форме свидетельств авиационного персонала гражданской авиации» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2014. URL: <https://base.garant.ru/70596798/> (дата обращения: 25.03.2025).

³⁵ Приказ Министерства транспорта РФ № 42 от 18 февраля 2014 г. Об утверждении перечней и содержания вопросов для проведения проверки знаний кандидата на получение свидетельства [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2014. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/70509940/> (дата обращения: 25.03.2025).

³⁶ Приказ Министерства транспорта РФ № 246 от 13 августа 2015 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим коммерческие воздушные перевозки. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридических лиц, индивидуальных предпринимателей, осуществляющих коммерческие воздушные перевозки, требованиям федеральных авиационных правил» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2015. URL: <https://base.garant.ru/71216992/> (дата обращения: 25.03.2025).

³⁷ Приказ Министерства транспорта Российской Федерации № 285 от 25 сентября 2015 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предприни-

Условия допуска ВС к полетам согласно Воздушному кодексу Российской Федерации показаны на рис. 12.

Ссылки на приказы Росавиации, Минтранса России и ФАП представлены в хронологическом порядке^{38,39,40,41,42,43,44,45,46,47}.

мателям, осуществляющим техническое обслуживание гражданских воздушных судов. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридических лиц, индивидуальных предпринимателей, осуществляющих техническое обслуживание гражданских воздушных судов, требованиям федеральных авиационных правил» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2015. URL: <https://base.garant.ru/71227460/> (дата обращения: 25.03.2025).

³⁸ Приказ Министерства транспорта РФ № 289 от 29 сентября 2015 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к образовательным организациям и организациям, осуществляющим обучение специалистов соответствующего уровня согласно перечням специалистов авиационного персонала. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие образовательных организаций и организаций, осуществляющих обучение специалистов соответствующего уровня согласно перечням специалистов авиационного персонала, требованиям федеральных авиационных правил» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2015. URL: <https://base.garant.ru/71363792/> (дата обращения: 25.03.2025).

³⁹ Приказ Росавиации № 664 от 21 октября 2015 г. Об утверждении Положения об Управлении поддержания летной годности воздушных судов Федерального агентства воздушного транспорта [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2015. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/71144906/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴⁰ Приказ Росавиации № 355-П от 28 апреля 2017 г. Об утверждении Положения об Управлении поддержания летной годности воздушных судов Федерального агентства воздушного транспорта [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2017. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/71582648/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴¹ Приказ Министерства транспорта РФ № 184 от 17 июня 2019 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21». Действует до 1 сентября 2029 г. [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2019. URL: <https://base.garant.ru/72701980/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴² Приказ Министерства транспорта РФ № 273 от 30 июля 2020 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Правила допуска к эксплуатации пилотируемых гражданских воздушных судов на ос-

новании акта оценки воздушного судна на его соответствие требованиям к летной годности и к охране окружающей среды» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2020. URL: <https://base.garant.ru/74843875/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴³ Приказ Министерства транспорта РФ № 494 от 19 ноября 2020 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, выполняющим авиационные работы, включенные в перечень авиационных работ, предусматривающих получение документа, подтверждающего соответствие требованиям федеральных авиационных правил юридического лица, индивидуального предпринимателя. Форма и порядок выдачи документа (сертификата эксплуатанта), подтверждающего соответствие юридического лица, индивидуального предпринимателя требованиям федеральных авиационных правил. Порядок приостановления действия, введения ограничений в действие и аннулирования сертификата эксплуатанта». Действует до 1 января 2027 г. [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2020. URL: <https://base.garant.ru/400164758/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴⁴ Приказ Министерства транспорта РФ № 519 от 27 ноября 2020 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к летной годности гражданских воздушных судов. Форма и порядок оформления сертификата летной годности гражданского воздушного судна. Порядок приостановления действия и аннулирования сертификата летной годности гражданского воздушного судна». Действует до 1 сентября 2025 г. [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2020. URL: <https://base.garant.ru/400212467/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴⁵ Приказ Министерства транспорта РФ № 10 от 12 января 2022 г. «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим коммерческие воздушные перевозки. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридического лица, индивидуального предпринимателя требованиям федеральных авиационных правил. Порядок приостановления действия, введения ограничений в действие и аннулирования документа, подтверждающего соответствие юридического лица, индивидуального предпринимателя требованиям федеральных авиационных правил». Действует до 1 сентября 2028 г. [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/403603518/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴⁶ Приказ Министерства транспорта РФ № 48 от 17 февраля 2023 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим заправку гражданских воздушных судов авиационными горюче-смазочными материала-

ми и (или) обработку специальными жидкостями. Впервые требование наличия в отечественной организации по ТО ВС (АМО) специального допускающего персонала (то есть персонала, допускающего ВС в полет, аналога зарубежного certifying staff) было приведено в первых отечественных правилах ФАП-145 (аналоге зарубежных FAR-145 и EASA part 145) в 1999 году.

В отношении специалистов по ТО ВС как авиационного персонала с 2008 года по настоящее время действуют ФАП-147. В соответствии с ФАП-367 (часть 145) этот персонал называется подтверждающим (то есть персонал, подтверждающий нахождение ВС в состоянии летной годности и его пригодность, а также пригодность его компонентов к безопасному полету).

На рис. 13. представлена структура подтверждающего персонала.

ми и (или) обработку специальными жидкостями. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридического лица, индивидуального предпринимателя, осуществляющих заправку гражданских воздушных судов авиационными горюче-смазочными материалами и (или) обработку специальными жидкостями, требованиям федеральных авиационных правил». Действует до 1 сентября 2030 г. [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2023. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/406367145/> (дата обращения: 25.03.2025).

⁴⁷ Приказ Министерства транспорта РФ № 61 от 28 февраля 2023 г. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Форма и порядок оформления сертификата летной годности беспилотных гражданских воздушных судов с максимальной взлетной массой более 30 килограммов на основании акта оценки беспилотного гражданского воздушного судна на его соответствие применимым требованиям к летной годности и требованиям в области охраны окружающей среды от воздействия деятельности в области авиации. Порядок приостановления действия и аннулирования сертификата летной годности беспилотных гражданских воздушных судов с максимальной взлетной массой более 30 килограммов». Действует до 1 сентября 2029 г. [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2023. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/406536565/> (дата обращения: 25.03.2025).

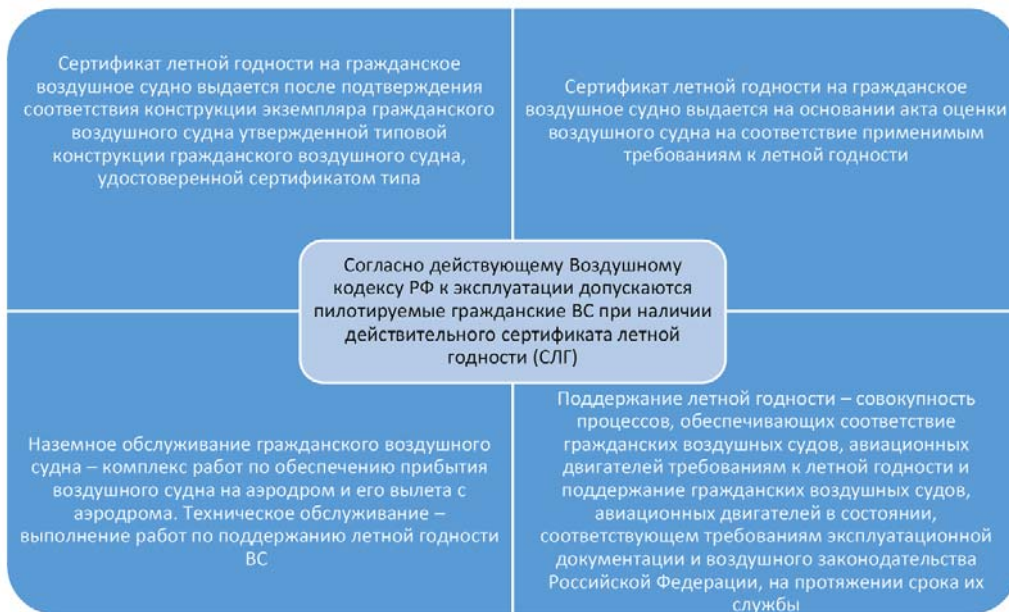


Рис. 12. Условия допуска ВС к полетам согласно Воздушному кодексу Российской Федерации
Fig. 12. Conditions for admitting aircraft to operation according to the Air Code of the Russian Federation

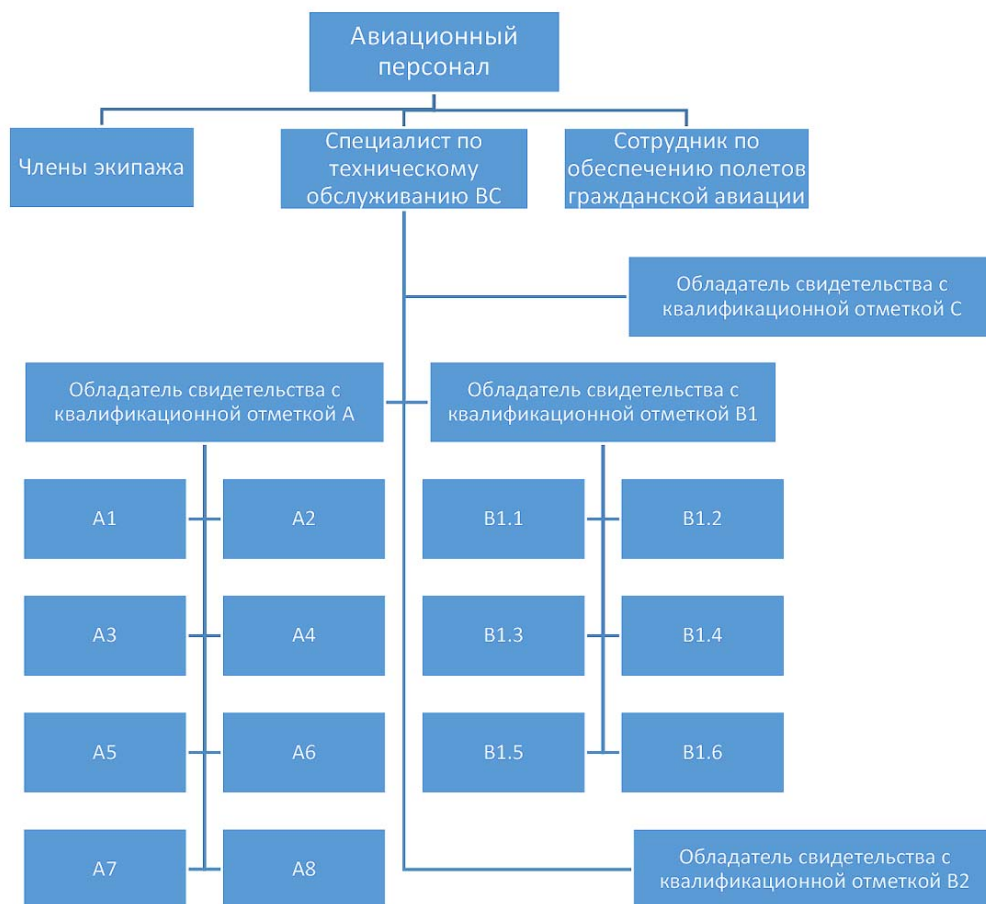


Рис. 13. Структура подтверждающего персонала как части авиационного персонала
Fig. 13. The structure of the certifying staff as the part of the aviation personnel

Обладатель свидетельства специалиста по ТО ВС:

с квалификационной отметкой «А» может выполнять функции по оперативному техническому (предполетному) обслуживанию и устранению простых дефектов в пределах ограничений на специфические виды работ, а также может подписывать документы о проведенных им работах, включая свидетельство о выполнении оперативного ТО;

с квалификационной отметкой В1 может выполнять функции по ТО ВС, включая обслуживание и замену агрегатов его планера, силовой установки и элементов его систем, замену блоков электрической системы, приборного и радиоэлектронного оборудования, требующих простого тестирования для проверки их исправности, а также функции соответствующей квалификационной отметки А, может подписывать документы о проведенных работах, включая свидетельство о выполнении ТО;

с квалификационной отметкой В2 может выполнять функции по обслуживанию электрических систем, приборного и радиоэлектронного оборудования, а также подписывать документ о проведенных работах, включая свидетельство о выполнении оперативного ТО;

с квалификационной отметкой С может подписывать свидетельство о выполнении базового (периодического) ТО ВС;

с квалификационной отметкой А1 или В1.1 может выполнять функции по ТО самолетов с газотурбинными двигателями;

с квалификационной отметкой А2 или В1.2 может выполнять функции по ТО самолетов с поршневыми двигателями;

с квалификационной отметкой А3 или В1.3 может выполнять функции по ТО вертолетов с газотурбинными двигателями;

с квалификационной отметкой А4 или В1.4 может выполнять функции по ТО вертолетов с поршневыми двигателями;

с квалификационной отметкой А5 или В1.5 может выполнять функции по ТО дирижаблей;

с квалификационной отметкой А6 или В1.6 может выполнять функции по ТО самолетов с поршневыми двигателями макси-

мальной взлетной массой до 5 700 кг, которые не задействованы в коммерческих воздушных перевозках, а также подписывать документы о выполненных работах, включая свидетельство о выполнении ТО;

с квалификационной отметкой А7 может выполнять функции по обслуживанию сверхлегких ВС, а также подписывать документы о выполненных работах, включая свидетельства о выполнении ТО;

с квалификационной отметкой А8 может выполнять функции по обслуживанию беспилотных ВС, а также подписывать документы о выполненных работах, включая документ о выполненном ТО;

с квалификационной отметкой А8 или В1.7 может выполнять функции по ТО беспилотных воздушных судов.

При разработке требований ФАП-147 в качестве образца были приняты требования правил EASA part 66, существовавших на момент их принятия. Единственным принципиальным отличием было то, что в европейских правилах присутствовал термин «авионика», а в российских правилах этого термина не было и нет до сих пор.

Вместе с тем в приложении 1 к ФАП-147 присутствует термин «бортовое электронное оборудование». Он приведен в качестве перевода термина «авионика», содержащегося в приложениях к Чикагской конвенции: «avionics – бортовое электронное оборудование, то есть любое электронное устройство, включая его электрическую часть, предназначенное для использования на борту воздушного судна, в том числе радиооборудование, система автоматического управления полетом и приборное оборудование».

Кроме того, в актуальных правилах EASA недавно появились новые квалификационные отметки В2L, В3, L1, L2 и подобные, которые отсутствуют в ФАП-147.

Современный инженерно-технический персонал, который можно было бы отнести к инженерно-авиационной службе, трудится в авиакомпаниях у эксплуатантов, на аэродромах и вертодромах, в аэропортах. На официальном сайте Федерального агентства воздушного транспорта приведены перечни эксплуатантов, имеющих сертификат экс-

платанта для осуществления коммерческих воздушных перевозок⁴⁸ (123 эксплуатанта); эксплуатантов, имеющих сертификат эксплуатанта для осуществления авиационных работ⁴⁹ (381 эксплуатант); эксплуатантов, имеющих свидетельство эксплуатанта авиации общего назначения⁵⁰ (85 эксплуатантов).

Государственный реестр аэродромов и вертодромов гражданской авиации Российской Федерации⁵¹ содержит 225 аэродромов и 5 вертодромов, перечень аэропортов (аэродромов), открытых для выполнения международных полетов воздушных судов⁵², содержит 41 аэропорт, перечень аэропортов федерального значения⁵³ содержит 91 аэропорт.

⁴⁸ Коммерческие воздушные перевозки. Перечень эксплуатантов, имеющих сертификат эксплуатанта для осуществления коммерческих воздушных перевозок [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-aviakompanii-reestr-kommercheskie-perevozki/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁴⁹ Авиационные работы. Перечень эксплуатантов, имеющих сертификат эксплуатанта для осуществления авиационных работ [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-aviakompanii-reestr-aviacionnie-raboty/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁵⁰ Авиация общего назначения. Перечень эксплуатантов, имеющих свидетельство эксплуатанта авиации общего назначения [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-aviakompanii-reestr-aviaciya-obchego-naznacheniya/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁵¹ Государственный реестр аэродромов и вертодромов гражданской авиации Российской Федерации [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-ajeroparty-i-ajerodromy-reestr-grajdanskih-ajerodromov-rf/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁵² Международные аэропорты. Перечень Аэропортов (аэродромов), открытых для выполнения международных полетов воздушных судов [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-ajeroparty-i-ajerodromy-mezhdunarodnye-ajeroparty/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁵³ Перечень аэропортов федерального значения (в редакции распоряжений Правительства Российской Федерации от 04.05.2017 № 860-р, от 04.10.2017 № 2149-р, от 04.11.2017 № 2434-р, от 11.11.2017 № 2514-р, от 20.07.2019 № 1626-р, от 18.04.2020 № 1079-р, от 30.12.2020 № 3661-р, от 16.12.2021 № 3624-р, от 28.01.2023 № 169-р, от 04.02.2023 № 244-р, от 22.04.2023 № 1032-р) [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/>

Перечень организаций по техническому обслуживанию, имеющих действующий сертификат соответствия по ФАП-285⁵⁴ (российских аналогов АМО) содержит 303 организации.

Перечень организаций по техническому обслуживанию, имеющих действующий сертификат соответствия по ФАП-109⁵⁵ (российских аналогов АМО) содержит 82 организации.

Перечень организаций по техническому обслуживанию, имеющих действующий сертификат соответствия по ФАП-145⁵⁶ (российских аналогов АМО) содержит 83 организации.

Перечень аккредитованных организаций, привлекаемых к работе по оформлению сертификата летной годности в соответствии с требованиями ФАП-519⁵⁷ (утратил силу

[dejatelnost-ajeroparty-i-ajerodromy-perechen-ajeroportov/](https://favt.gov.ru/dejatelnost-ajeroparty-i-ajerodromy-perechen-ajeroportov/) (дата обращения: 10.12.2025).

⁵⁴ Перечень организаций, сертифицированных в соответствии с ФАП-285. Перечень организаций по техническому обслуживанию, имеющих действующий сертификат соответствия на 26 ноября 2025 года [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-podderzhanie-letnoj-godnosti-sertificacia-tehobsluzhivania-perechen-orgtechobsluzh-fap285/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁵⁵ Перечень организаций, сертифицированных в соответствии с ФАП-109. Перечень организаций по техническому обслуживанию, имеющих действующий сертификат соответствия на 26 ноября 2025 года [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-podderzhanie-letnoj-godnosti-sertificacia-tehobsluzhivania-perechen-orgtechobsluzh-fap109/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁵⁶ Перечень организаций, сертифицированных в соответствии с ФАП-145. Перечень организаций по техническому обслуживанию, имеющих действующий сертификат соответствия на 26 ноября 2025 года [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-podderzhanie-letnoj-godnosti-sertificacia-tehobsluzhivania-perechen-orgtechobsluzh-fap145/> (дата обращения: 10.12.2025).

⁵⁷ Перечень аккредитованных организаций, привлекаемых к работе по оформлению сертификата летной годности в соответствии с требованиями ФАП-519 [Электронный ресурс] // ФАВТ. 2025. URL: <https://favt.gov.ru/dejatelnost-podderzhanie-letnoj-godnosti-perechen-sert-centrov-dlya-raboty-po-ocenke-sootv-ek-vs/> (дата обращения: 31.03.2025).

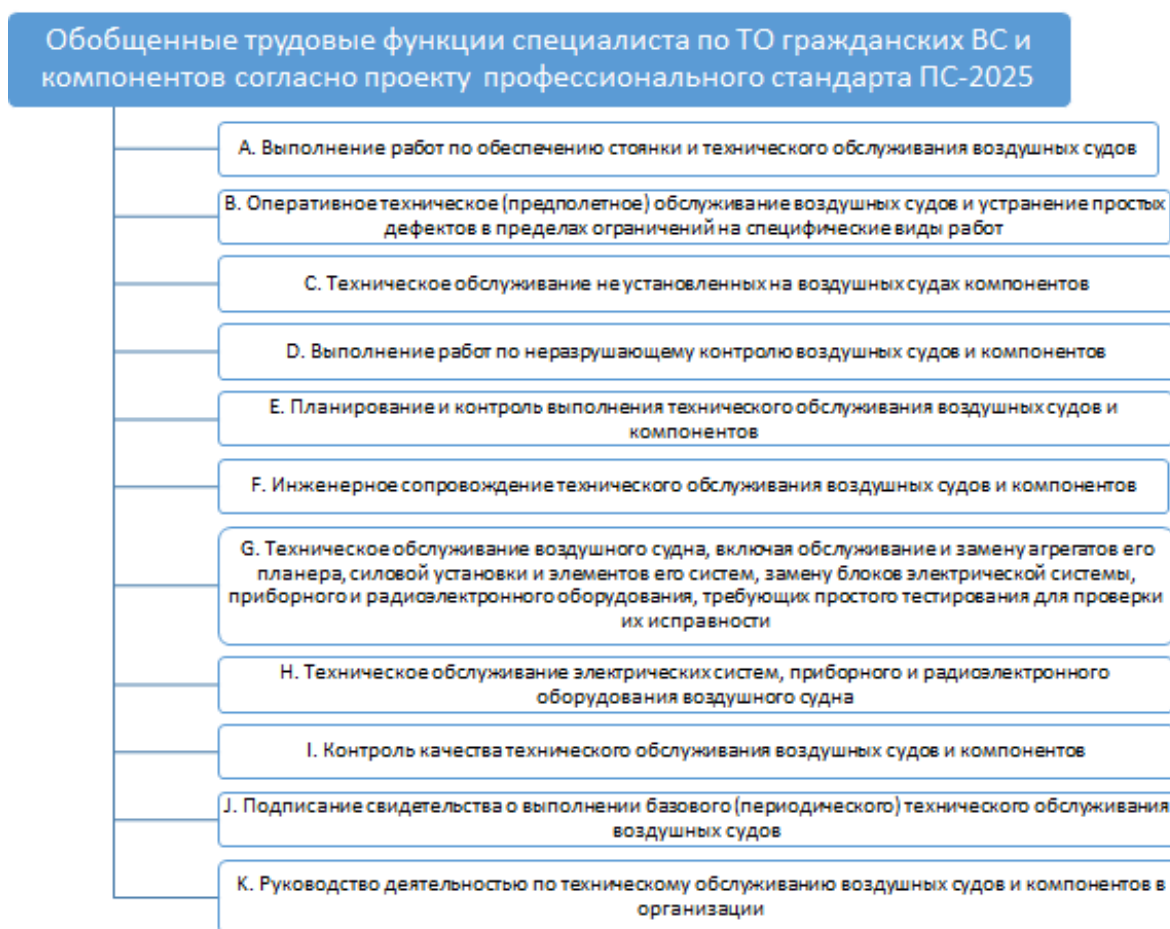


Рис. 14. Обобщенные трудовые функции специалиста по ТО ВС
Fig. 14. Generalized job functions of an aircraft maintenance specialist

с 1 сентября 2025 года) (российских аналогов САМО) содержал 21 организацию.

Перспективы развития ИАС ГА

Итак, на смену наставлениям ИАС ГА и ТЭРАТ ГА, определявшими нормативные основы деятельности в области ТЭ и ТОиР, цели и задачи системы ТЭ, функции ИАС, в том числе типовые должностные инструкции с обязанностями, правами и ответственностью каждого работника ИАС, пришли ФАП. В них развивается положительный международный опыт регламентации обеспечения и поддержания летной годности ВС, но многое из положительного отечественного опыта в них было утрачено.

Принципиально важно в новых редакциях ФАП, помимо внедрения международно-

го опыта поддержания летной годности ВС, сохранить отечественный опыт технической эксплуатации ВС и их компонентов. В настоящее время разрабатывается профессиональный стандарт специалиста по ТОиР ВС (рис. 14).

В нем должны быть определены: наименование вида профессиональной деятельности, основная цель, группа занятий (код ОКЗ), отнесение к видам экономической деятельности (код ОКВЭД), определена функциональная карта вида профессиональной деятельности с формулировками обобщенных трудовых функций и трудовых функций.

Для каждой обобщенной трудовой функции определяются возможные наименования должностей, профессий; требования к образованию и обучению; требования к опыту практической работы; особые условия до-

пуска к работе. Для каждой трудовой функции определяются: трудовые действия, необходимые знания и умения.

В перспективе этот стандарт ляжет в основу федеральных образовательных стандартов, по которым будет вестись подготовка специалистов в МГТУ ГА, его филиалах и колледжах. Поэтому принципиально важно зафиксировать в этом профессиональном стандарте, а также учесть при разработке последующих профессиональных стандартов как прогрессивный международный опыт, так и положительный отечественный опыт в этой области.

Так, в правилах EASA, помимо подтверждающего персонала (certifying staff), для организаций по ТО ВС (АМО) требуется наличие персонала по управлению поддержанием летной годности (airworthiness review staff – ARS) либо в структуре организации – держателе сертификата эксплуатанта (aircraft operation certificate – АОС), либо в самостоятельной организации по управлению поддержанием летной годности (continuing airworthiness management organization – САМО), либо в комбинированной организации по поддержанию летной годности (combined airworthiness organization – CAO). Необходимость САМО для управления поддержанием летной годности определена в новых редакциях Воздушного кодекса Российской Федерации. Требования к организациям, осуществляющим управление поддержанием летной годности, устанавливаются ФАП.

Таким образом, естественным образом вытекает необходимость разработки профессионального стандарта для специалиста по управлению поддержанием летной годности и основывающегося на нем образовательного стандарта.

При этом возникает задача возвращения в нормативно-правовое поле терминов «техническая эксплуатация» и «инженерно-авиационная служба», увязав их с терминами «поддержание летной годности», «управление поддержанием летной годности», «техническое обслуживание» и «наземное обслуживание».

Предлагается следующее определение технической эксплуатации АТ как совокупности состояний и процессов (рис. 15):

- функционирования АТ (летно-техническая эксплуатация);
- поддержания летной годности ВС;
- наземного обслуживания.

Поддержание летной годности ВС – часть технической эксплуатации как совокупность состояний и процессов:

- технического обслуживания и ремонта;
- управления поддержанием летной годности.

Техническое обслуживание и ремонт – часть поддержания летной годности ВС как совокупность состояний и процессов:

- подготовки ВС к полетам;
- контроля и восстановления свойств АТ.

На рис. 16 схематически представлено, как можно определить специалиста по ТЭ ВС, увязав его в структуре авиационного персонала со специалистом по ТО ВС и специалистом по управлению поддержанием летной годности.

При этом предлагается в новой редакции ФАП-147 ввести в перечень авиационного персонала специалиста по управлению поддержанием летной годности со свидетельством с квалификационной отметкой D, обладатель которой может выполнять функции по подготовке к выпуску сертификата летной годности (СЛГ – ARC).

Затронутые в статье проблемы нашли свое отражение в научных публикациях [2–11]. Актуальным вопросам ТЭ бортового оборудования ВС ГА в историческом, терминологическом и научном аспектах, а также анализу роли и места ТЭ авиационных электросистем и авионики в системе поддержания летной годности ВС посвящены работы [12–14]. Научная монография Ю.М. Чинючина раскрывает проблемы летной годности ВС в системе управления безопасностью полетов [15].



Рис. 15. Структура технической эксплуатации АТ
Fig. 15. Technical operation structure

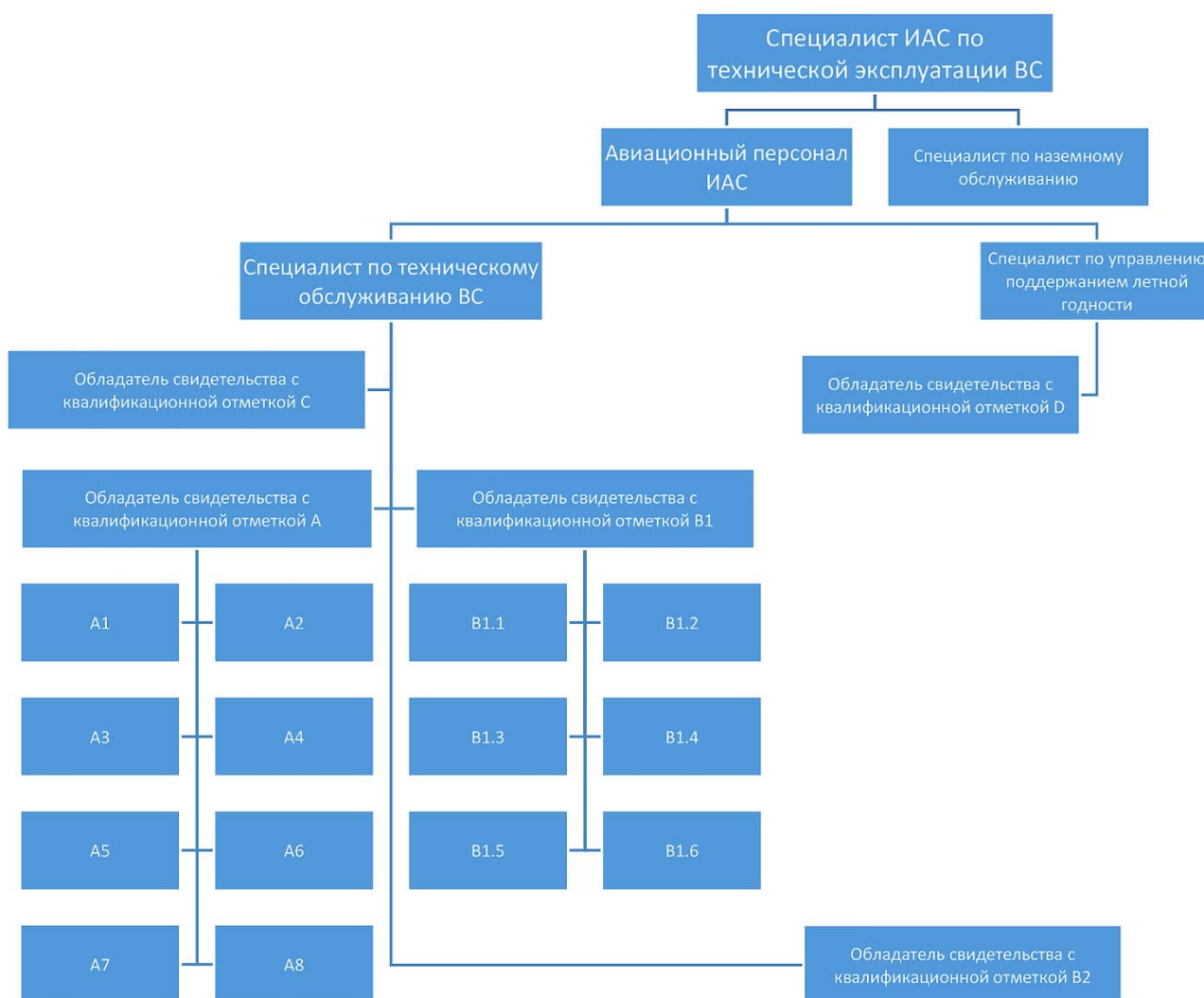


Рис. 16. Обновленная структура подтверждающего персонала как части авиационного персонала
Fig. 16. The updated structure of the certifying staff as the part of the aviation personnel

Заключение

Проведенный анализ деятельности ИАС ГА, базирующийся на основных нормативных документах по технической эксплуатации и ремонту АТ и поддержанию летной годности, в начальный российский период и на современном этапе ее развития показал, что служба прошла большой путь, сформировалась в систему поддержания летной годности ВС, обеспечив достижение поставленных целей путем решения важных задач и выполнения разнообразных функций.

Произошла гармонизация деятельности службы с международными требованиями, сформирована стройная система федеральных авиационных правил, регламентирующих поддержание летной годности ВС.

Вместе с тем выявлены проблемы, связанные с тем, что термин «техническая эксплуатация» выпал из содержания авиационных правил и проекта профессионального стандарта специалиста по ТО ВС, сохранившись пока только в наименованиях направлений обучения МГТУ ГА и еще нескольких вузов.

Обоснована необходимость возвращения терминам «техническая эксплуатация» и «инженерно-авиационная служба» нормативно-правового статуса в федеральных авиационных правилах.

Обоснована необходимость сохранения в новых образовательных стандартах наименований специальностей по технической эксплуатации ВС и их компонентов.

Обоснована необходимость изменения перечня авиационного персонала с добавлением в него специалиста по управлению поддержанием летной годности с выдачей ему свидетельства с квалификационной отметкой D, что потребует введения в образовательном стандарте высшего образования соответствующего профиля обучения.

Из этого вытекает необходимость наполнения содержания учебных программ высшего образования освещением технически грамотного применения АТ, в том числе в полете, а также управления поддержанием летной годности ВС и пригодности их компонентов к безопасному полету.

Список литературы

1. Кузнецов С.В., Ядров Д.В. Инженерно-авиационная служба гражданской авиации: от технической эксплуатации до поддержания летной годности (часть 1) // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 4. С. 8–25. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-8-25
2. Гипич Г.Н., Чинючин Ю.М. Организация инженерно-авиационного обеспечения летной годности воздушных судов // Вопросы поддержания летной годности летательных аппаратов в процессе эксплуатации: межвузовский сборник научных трудов. М.: МГТУ ГА, 1996. С. 13–19.
3. Гипич Г.Н., Корбут А. К гармонии с объединенной Европой // Авиапанорама: международный авиационно-космический журнал. 1999. С. 4–5.
4. Кирпичев И.Г., Шапкин В.С. Вопросы государственного контроля и регулирования процессов сервисного сопровождения эксплуатации авиационной техники в задачах поддержания летной годности. М.: НЦ ПЛГ ВС, 2005. 448 с.
5. Абрамов Б.А., Акоюн К.Э., Шапкин В.С. К вопросу о совершенствовании системы поддержания летной годности в гражданской авиации России // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 187. С. 19–26.
6. Шапкин В.С., Абрамов Б.А. Проблемы развития системы научного обеспечения поддержания летной годности гражданских воздушных судов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 4. С. 5–8.
7. Алексанян А.Р., Ицкович А.А., Файнбург И.А. Метод интегрированной логистической поддержки формирования процедур поддержания летной годности воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 205. С. 22–27.
8. Акоюн К.Э., Цихоцкий А.Ф. Проблемы поддержания летной годности воздушных судов иностранного производства. Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 11. С. 7–12.
9. Ицкович А.А., Файнбург И.А., Алексанян А.Р. Методологические аспекты программного управления процессами под-

держания летной годности воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 219 (9). С. 12–19.

10. **Кирпичев И.Г., Петров Д.В., Чинючин Ю.М.** Многофункциональная интегрированная платформа сопровождения технической эксплуатации воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 6. С. 28–39. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-28-39

11. **Акопян К.Э., Цихоцкий А.Ф.** Проблемы трансформации нормативно-правовой базы по поддержанию летной годности. Сертификат летной годности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2022. № 40. С. 9–19.

12. **Абрамов Б.А.** Оптимизация процедуры проведения ежегодного инспекционного контроля летной годности гражданских воздушных судов / Б.А. Абрамов, С.А. Юшкин, М.В. Клоков, А.А. Брюханов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2023. № 45. С. 61–70.

13. **Кузнецов С.В.** Актуальные вопросы технической эксплуатации бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации в историческом, терминологическом и научном аспектах // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов МНТК. Москва, 18–19 мая 2023 года. М.: ИД Академии им. Н.Е. Жуковского, 2023. С. 312–314.

14. **Кузнецов С.В.** Техническая эксплуатация авиационных электросистем и авионики в системе поддержания летной годности воздушных судов // XXI научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. М.: Экспериментальная мастерская НаукаСофт, 2024. С. 463–470.

15. **Чинючин Ю.М.** Летная годность воздушных судов в системе управления безопасностью полетов: монография. Вологда: Инфра-Инженерия, 2024. 188 с.

16. **Ядров Д.В.** Доклад на коллегии Росавиации «Об итогах работы Федерального агентства воздушного транспорта в 2025 году, основных задачах на 2026 год и среднесрочную перспективу» [Электронный ресурс] // НАИС. URL: <https://naisrussia.ru/news/tpost/gey6efhtv1-zasedanie-kollegii-rosaviatsii-podvedeni> (дата обращения: 19.03.2026).

References

1. **Kuznetsov, S.V., Yadrov, D.V.** (2025). Engineering aviation service of the civil aviation: from technical operation to continued airworthiness (part 1). *Civil Aviation High Technologies*, vol. 28, no. 4, pp. 8–25. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-8-25 (in Russian)

2. **Gipich, G.N., Chinyuchin, Yu.M.** (1996). Organization of engineering and aviation support for aircraft airworthiness. In: *Voprosy podderzhaniya letnoy godnosti letatelnykh apparatov v protsesse ekspluatatsii: Mezhdunarodnyy sbornik nauchnykh trudov*. Moscow: MGTU GA, pp. 13–19. (in Russian)

3. **Gipich, G.N., Korbut, A.** (1999). Towards harmony with a united Europe. *Aviapanorama: Mezhdunarodnyy aviatsionno-kosmicheskiy zhurnal*, pp. 4–5. (in Russian)

4. **Kirpichev, I.G., Shapkin, V.S.** (2005). Issues of state control and regulation of maintenance support processes for aircraft operation in the context of airworthiness maintenance. Moscow: NTs PLG VS, 448 p. (in Russian)

5. **Abramov, B.A., Akopyan, K.E., Shapkin, V.S.** (2013). Analysis the continuing airworthiness system of civil aviation in Russia. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 187, pp. 19–26. (in Russian)

6. **Shapkin, V.S., Abramov, B.A.** (2014). Problems of civil aircraft continuing airworthiness scientific support development. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 4, pp. 5–8. (in Russian)

7. **Aleksanyan, A.R., Itskovich, A.A., Faynburg, I.A.** (2014). The method of integrated logistics support when forming procedures for maintenance of aircraft airworthiness. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 205, pp. 22–27. (in Russian)

8. **Akopyan, K.E., Tsikhotskiy, A.F.** (2015). Problems of continuing airworthiness of foreign-built aircraft. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 11. pp. 7–12. (in Russian)

9. **Itskovich, A.A., Faynburg, I.A., Aleksanyan, A.R.** (2015). Methodological aspects of software processes management of the air-

worthiness of aircraft. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 219 (9), pp. 12–19. (in Russian)

10. Kirpichev, I.G., Petrov, D.V., Chinyuchin, Yu.M. (2020). Multi-functional integrated technical support platform of aircraft maintenance. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 6, pp. 28–39. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-28-39 (in Russian)

11. Akopyan, K.E., Tsikhotskiy, A.F. (2022). Problems of transformation of the regulatory framework of the continuous airworthiness. Certificate of airworthiness. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 40. pp. 9–19. (in Russian)

12. Abramov, B.A., Yuskin, S.A., Klokov, M.V., Bryukhanov, A.A. (2023). Optimization of the procedure for conducting annual inspection control of the airworthiness of civil aircraft. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 45. pp. 61–70. (in Russian)

13. Kuznetsov, S.V. (2023). Relevant issues of technical operation of onboard equipment of civil aircraft in historical, terminologi-

cal, and scientific contexts. *In: Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sbornike tezisov dokladov MNTK*. Moscow: ID Akademii im. N.Ye. Zhukovskogo, pp. 312–314. (in Russian)

14. Kuznetsov, S.V. (2024). Technical operation of aviation electrical systems and avionics in the system of maintaining airworthiness of aircraft. *In: XXI nauchnyye chteniya po aviatzii, posvyashchennyye pamyati N.Ye. Zhukovskogo*. Moscow: Eksperimentalnaya masterskaya Nauka-Soft, pp. 463–470. (in Russian)

15. Chinyuchin, Yu.M. (2024). Aircraft airworthiness in the flight safety management system: monograph. Vologda: Infra-Engineering, 188 p. (in Russian)

16. Yadrov, D.V. (2026). Report to the Rosaviatsia Board “On the Results of the Federal Air Transport Agency’s Work in 2025, Key Objectives for 2026, and Medium-Term Outlook” *NAIS*. Available at: <https://naisrussia.ru/news/tpost/gey6efhtv1-zasedanie-kollegii-rosaviatsii-podvedeni> (accessed: 19.03.2026). (in Russian)

Сведения об авторах

Кузнецов Сергей Викторович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, s.kuznetsov@mstuca.ru.

Ядров Дмитрий Викторович, руководитель Федерального агентства воздушного транспорта, pressa@favt.gov.ru.

Information about the authors

Sergey V. Kuznetsov, Doctor of Technical Sciences, Professor, The Head of the Technical Operation of Aviation Electrical Systems and Flight and Navigation Complexes Department, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.kuznetsov@mstuca.ru.

Dmitry V. Yadrov, The Head of the Federal Air Transport Agency, pressa@favt.gov.ru.

Поступила в редакцию	10.12.2025	Received	10.12.2025
Одобрена после рецензирования	02.03.2026	Approved after reviewing	02.03.2026
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

2.9.1 – Транспортные и транспортно-технологические системы страны, ее регионов и городов, организация производства на транспорте;

2.9.4. – Управление процессами перевозок;

2.9.6 – Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники;

2.9.8 – Интеллектуальные транспортные системы

УДК: 62-732

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-32-49

Experimental investigation and optimization of a check filter element for the dynamic measurement method of aviation fuel industrial cleanliness level

**A.A. Brailko¹, S.N. Ayrapetov², S.A. Savushkin¹, K.E. Balyshin¹,
I.B. Parkhacheva¹**

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

²Zhejiang Institute of Turbine Equipment and Propulsion Systems, Hangzhou, China

Abstract: Ensuring the cleanliness of aviation fuel from mechanical impurities is a critical factor in flight safety. Existing laboratory methods for monitoring fuel cleanliness are discrete and do not allow for the prompt detection of contaminants during aircraft refueling, which creates significant risks. The objective of this study was to experimentally investigate and optimize the parameters of a partial-flow control filter to create a system for continuous, real-time monitoring of aviation fuel cleanliness. The key diagnostic parameter in this study was the pressure drop across the filter element, which directly correlates with the amount of accumulated mechanical impurities. A combination of experimental and analytical methods was used in the study: bench tests were conducted on corrugated polypropylene filter elements with varying surface areas, during which the dependence of the pressure drop on the mass of the introduced contaminant (kaolin mixture) was measured. This resulted in the dependence of the pressure drop on the specific contaminant capacity. It was found that this dependence has four characteristic zones: an initial linear zone, where the pressure drop increases proportionally to the contamination, and three nonlinear zones, where the rate of pressure drop increase significantly as the pores of the filter element become clogged. A parametric study was conducted using this experimental curve, which showed that for optimal filter operation, its filtration area should be 0.05–0.10 m². Based on this study, a system for operational monitoring of aviation fuel cleanliness using a check filter was proposed. This ensures not only a long service life (200–400 refuelings) but also high system sensitivity: the estimated response time to exceeding the rejection level of contamination averages 5–10 seconds, which is determined by the rate of change in the pressure drop upon the influx of impurities. The practical feasibility of using a check filter, where the pressure drop serves as a reliable and informative parameter for creating a system for promptly warning of aviation fuel contamination directly during refueling, was proved.

Keywords: aviation fuel, fuel cleanliness, mechanical impurities, continuous monitoring, check filter, partial-flow filter, experimental study, parameter optimization, contaminant capacity, pressure drop.

For citation: Brailko, A.A., Ayrapetov, S.N., Savushkin, S.A., Balyshin, K.E., Parkhacheva, I.B. (2026). Experimental investigation and optimization of a check filter element for the dynamic measurement method of aviation fuel industrial cleanliness level. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 2, pp. 32–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-32-49

Экспериментальное исследование и оптимизация параметров контрольного фильтроэлемента для метода динамических измерений уровня промышленной чистоты авиатоплива

А.А. Браилко¹, С.Н. Айрапетов², С.А. Савушкин¹, К.Э. Балышин¹,
И.В. Пархачева¹

¹ *Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

² *Чжецзянский институт турбинного оборудования и двигательных систем,
г. Ханчжоу, Китай*

Аннотация: Обеспечение чистоты авиационного топлива от механических примесей является критически важным фактором безопасности полетов. Существующие методы лабораторного контроля чистоты топлива носят дискретный характер и не позволяют оперативно выявлять загрязнения в процессе заправки воздушных судов, что создает серьезные риски. Целью данной работы было экспериментальное исследование и оптимизация параметров неполнопоточного контрольного фильтра (КФ) для создания системы непрерывного мониторинга чистоты авиатоплива в реальном режиме времени. Ключевым диагностическим параметром в настоящем исследовании выступил перепад давления на фильтроэлементе (ФЭ), который напрямую коррелирует с количеством накопленных механических примесей. В ходе работы был использован комплекс экспериментальных и аналитических методов: проведены стендовые испытания гофрированных полипропиленовых ФЭ с различной площадью поверхности, в ходе которых измерялась зависимость перепада давления от массы подведенного загрязнителя (смеси каолинов). В результате была получена зависимость перепада давления от удельной грязеемкости. Было выявлено, что эта зависимость имеет четыре характерные зоны: начальную линейную, где перепад давления растет пропорционально загрязнению, и три нелинейные, где скорость роста перепада давления существенно увеличивается по мере закупорки пор ФЭ. На основе этой экспериментальной кривой было проведено параметрическое исследование, которое показало, что для оптимальной работы КФ его площадь фильтрации должна составлять 0,05–0,10 м². На основании исследования предложена система оперативного контроля чистоты авиатоплива с использованием контрольного фильтра, что обеспечивает не только высокий ресурс (200–400 заправок), но и высокую чувствительность системы: расчетное время реакции на превышение браковочного уровня загрязненности составляет в среднем 5–10 с, что определяется скоростью изменения перепада давления при поступлении примесей. Доказана практическая целесообразность использования контрольного фильтра, где перепад давления служит надежным и информативным параметром для создания системы оперативного предупреждения о загрязнении авиатоплива непосредственно в процессе заправки.

Ключевые слова: авиационное топливо, чистота топлива, механические примеси, непрерывный мониторинг, контрольный фильтр, неполнопоточный фильтр, экспериментальное исследование, оптимизация параметров, грязеемкость, перепад давления.

Для цитирования: Браилко А.А. Экспериментальное исследование и оптимизация параметров контрольного фильтроэлемента для метода динамических измерений уровня промышленной чистоты авиатоплива / А.А. Браилко, С.Н. Айрапетов, С.А. Савушкин, К.Э. Балышин, И.В. Пархачева // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 32–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-32-49

Introduction

Ensuring flight safety is one of the primary objectives of all companies involved in the flight operations and ground handling of civil aviation aircraft. Refueling systems, which supply aircraft with high-quality aviation fuels and lubricants, directly impact flight safety [1].

The quality of aviation fuel is largely ensured by settling, filtration, and the addition of special additives. This entire complex of measures helps

maintain the concentration of mechanical impurities and the size of contaminants in compliance with regulatory requirements. The development of devices that measure and indicate the level of mechanical impurities in aviation fuel directly during its transfer and refueling into aircraft is one of the most pressing areas for improving the aviation fuel supply process.

According to the current regulatory documentation, aviation fuel quality control is conducted by laboratory analysis of samples based

on established parameters, as well as rapid visual inspection. Aviation fuel sampling is carried out along the entire path of its movement, from the supplier's receiving area to the aircraft's fuel tanks. The sampling points are confined to the areas of the most likely accumulation of mechanical impurities and free water (the lower points of pipelines and tanks of fuel tankers, filter settling tanks, etc.).

The reception, storage, transferring and refueling of aviation fuel in aircraft is accompanied by both the processes of its purification from mechanical impurities – filtration and settling – and the processes of contamination by particles of wear and corrosion of equipment, as well as atmospheric dust entering through breathing devices. Due to the continuous nature of these processes, point samples, in terms of time and location, have a limited reliability limit for assessing the cleanliness of jet fuel. In some cases, this can critically impact the safety of the aircraft. Refueling aircraft poses a particular risk. The final cleaning device in this process is the fueller's filter-water separator (FWS). If the FWS filtration capacity is reduced, the quantity and/or size of solids may exceed the specified limit. Damaged FWS filter elements, as well as wear debris from hoses, the meter, and other components located between the FWS and the underwing refueling nozzle, can cause uncontrolled fuel contamination during aircraft refueling.

Main Part

To address this issue, several methods and devices for continuous monitoring of mechanical impurities have been proposed [2]. For example, Parker MCM20¹ particle counter or the Velcon VCA² [3] fuel contamination analyzer, which use laser flow scanning; the Potok-RT indicator

in the “ZOND” modification³, the operation of which is based on the photoelectric effect [4]. Devices [5, 6] have also been proposed, the operation of which is based on the known dependence of the pressure drop across a partial-flow check filter on the mass of the pollutant supplied to it.

The use of a check filter, based on well-studied filtration laws [7, 8], appears to be a reliable and valid method.

A diagram of the use of a check filter in a fuel tanker is shown in Figure 1.

Aviation fuel, including a mixture with fuel system icing inhibitor (FSII), is sampled at the check filter downstream of the flow meter. At the sampling point, the pressure is regulated by an in-line valve and, depending on its setting, is typically between 0.35 and 0.38 MPa. After passing the check filter, the flow is directed to the inlet of the fuel tanker pump, where the pressure is always near-zero, except for brief periods during startup and shutdown. The maximum pressure drop across the check filter will be reached when it is completely clogged and will be equal to the fueling pressure.

If the relationship between the pressure drop across the filter and the amount of contaminant supplied to it is known, then, based on the pressure drop measured over a certain time interval, the number of mechanical impurities entering the filter during this period can be calculated. Further, by measuring the volume of aviation fuel passing through the filter during the measurement period, the concentration of mechanical impurities in it can be determined. It is advisable to assign these calculations to a microprocessor.

For the practical and economically feasible implementation of a check filter, it is necessary to select its filter element that provides an optimal ratio of contaminant capacity and sensitivity to the level of contamination of aviation fuel. The problem with this choice is that filter manufacturers provide hydraulic characteristics only for a clean filter element, taken during testing with purified liquid. For example, with reverse

¹ Catalog: FDHB500UK 04/2010. (2008). Hannifin Corporation, 45 p.

² Velcon Contaminant Analyzer. Technical description. Available at: https://thermalsolutionsoftexas.com/pdfs/filtration/parer-velcon-clean-diesel-vca-series-contaminant_analyzerdatasheet.pdf (accessed: 12.03.2025).

³ Aviation Fuel Cleanliness Indicator. Industry-Specific Research Laboratory ONIL-16. Available at: <http://onil-16.ssau.ru/potokrtr.html> (accessed: 12.03.2025).

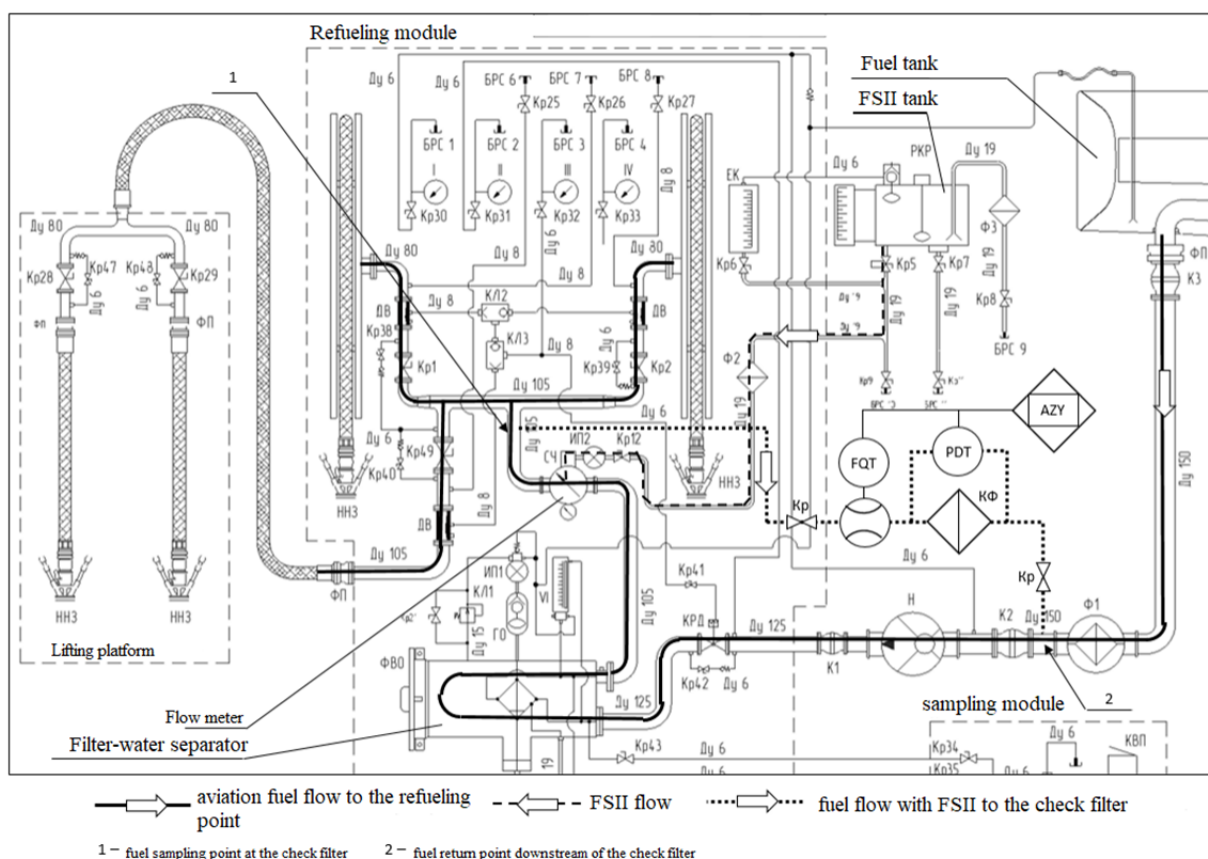


Fig. 1. Diagram of fuel and FSII flow in a refueling module using a check filter:
KФ – Check Filter; *FQ* – Flow Meter; *PDT* – Pressure Differential Transmitter; *AZY* – Computing Unit; *Kp* – Valve

osmosis wate⁴ [9]. Therefore, the hydraulic characteristic of a partially contaminated filter element can only be obtained experimentally.

The aim of this study was to experimentally determine the dependence of the pressure drop across a filter element on the mass of contaminant applied to a unit of its area and to select the optimal filter element parameters using the obtained characteristics. The best filter element can be considered one with the maximum service life and sufficient sensitivity to the maximum permissible level of mechanical impurities.

In this study, service life is defined as the volume of aviation fuel loaded into an aircraft by a refueller during the period of use of the check filter.

The sensitivity of the check filter is defined as the time required to reliably determine the rejection level of mechanical impurities of 2 g/t⁵ [10].

Parameters selected for the check filter: nominal filtration fineness, area, jet fuel flow rate, supply line diameter, and differential pressure sensor accuracy.

When selecting the filter element and planning the experiment, the following considerations were taken into account.

1. A volumetric filtration filter element typically has a higher contaminant capacity than

⁴ Deep filter elements (pre-filters) of the EPVg.P brand. RPE “Technofilter”: catalog of filtration equipment. Available at: <https://www.technofilter.ru/catalog/patronnyefiltry/glubinnye-filtruyushchie-elementypredfiltry/epvg-p/> (accessed: 12.03.2025).

⁵ Order of the Ministry of Transport of the RSFSR of October 17, 1992 No. DV-126 “On the Implementation of the Manual for the Reception, Storage, Preparation for Refueling, and Quality Control of Aviation Fuels, Lubricants, and Special Fluids in Civil Aviation Enterprises of the Russian Federation”. GARANT, 114 p. Available at: <https://base.garant.ru/71539730/> (accessed: 12.03.2025).



Fig. 2. External view of the filter components
a – External view of the replaceable filter elements; б – Filter holder

a surface filtration filter element (with the same nominal filtration rating and effective filter area). However, it may differ in that the hydraulic characteristic measured on the contaminated liquid may be more dependent on the particle size distribution of the contaminant.

2. Using a filter element with a maximum pressure drop slightly higher than the filling pressure allows for the safe use of its full contaminant capacity.

3. The flatter the hydraulic characteristic of a clean filter element, the greater the available pressure drop range and, consequently, the longer the service life of the check filter.

4. The nominal filtration rating of the control filter must be equal to or less than the nominal filtration rating of the monitored filter-water separator.

5. The filter element must be compatible with jet fuels and FSII.

6. The filter element must be manufactured in the Russian Federation.

Taking into account the possibility of using the test results in fuel tankers with a capacity of 500 to 2500 l/min, with a nominal filtration fine-

ness of 3 μm and a filling pressure of 0.35–0.38 MPa, as a result of an analysis of possible options, corrugated filter elements based on polypropylene were selected for the experiment (fig. 2).

Table 1

List and characteristics of the filter elements used in the experiment

Serial number	Nominal filtration rating, μm	Registered filtration area, m^2	Maximum pressure, MPa
291442	2.0	0.34	0.5
507955	2.0	0.45	0.5
507956	2.0	0.45	0.5
532044	2.0	0.21	0.5
532046	2.0	0.24	0.5
556624*	2.0	0.43	0.5

* A diverting layer of increased rigidity.

The experimental setup diagram is shown in Figure 3.

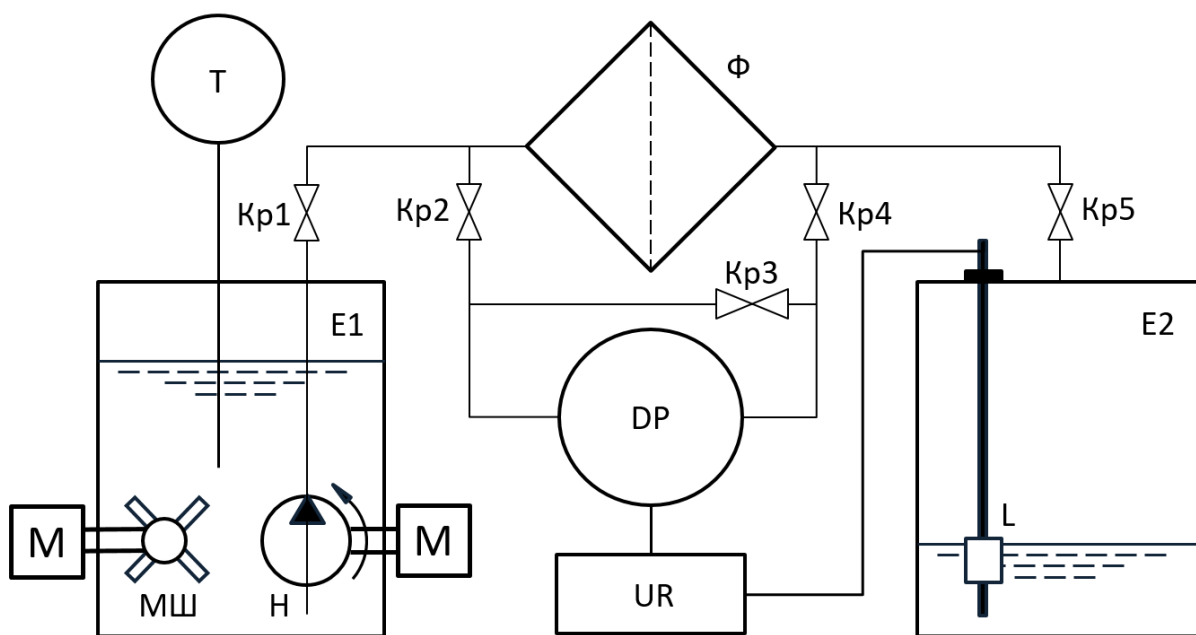


Fig. 3. Schematic diagram of the test stand for filter elements:

E1 – Supply tank; *E2* – Calibrated collection tank; Φ – Tested filter element; *DP* – Differential pressure sensor; *L* – Float level gauge; *T* – Laboratory thermometer; *UR* – Video recorder; *H* – Pump; *MШ* – Agitator; *Kp1*...*Kp5* – Valves



Fig. 4. Differential pressure sensor

To measure the pressure drop, a ZOND-20Exi-DD-K4I-78-(0...250)-kPa-42-0.15-(+5...+25)-SVM-FI-0.5MPa-TS-1 GOST 10227-2013 (-25...+35°C) sensor was used (fig. 4).

For fire safety reasons, the filter element was tested with water. At an average water temperature of 20 °C in the experiment, the dynamic viscosity of TS-1 fuel, calculated according to

GOST 10227-2013⁶ [11] and water [11] differed by no more than 4%. Since dynamic viscosity is the only physical characteristic of a liquid included in the filtration equation (Darcy's law) [8], such a substitution of the test liquid seems acceptable. Furthermore, comparative tests of the filtration capacity of the tested filter elements with water and TS-1 fuel, performed by the filter

⁶ GOST 10227-2013. (2014). Jet Engine Fuels. Specifications. Moscow: Standartinform, 34 p.



Fig. 5. Water treatment filter

element manufacturer at our request on their own setup, showed identical results.

Water for testing was prepared by double filtration through a three-stage filter with a nominal filtration fineness of the first stage of 10 μm , the second stage of 2 μm , and the third stage of 0.5 μm (fig. 5).

The authors' works [1, 12, 13] describe the sources and chemical composition of mechanical particles detected in aviation fuel at various stages of its transportation, storage, preparation, and delivery for refueling. Data on contaminants are summarized in Table 2.

Table 2

List of contaminants

Name	Density, g/cm ³
Steel (shavings)	7.85
Iron oxide FeO (wustite), black	5.70
Iron oxide Fe ₃ O ₄ (magnetite), black	5.20
Iron oxide Fe ₂ O ₃ (hematite), red	5.24
Sand (silicon dioxide)	2.60–1.96
Clay (kaolin)	2.60
MBS Rubber (rubber wear)	1.60
Cellulose (fibers)	1.50
Phenolic resin	1.38–1.25
Acrylic resin	1.25–1.20
Epoxy resin	1.25–1.16

Kaolin with a density of 2.58 g/cm³ was used in filter element testing⁷, which is a common contaminant of aviation fuel and enters it with atmospheric air through breathing devices.

⁷ Kaolin. Batolit: Milled and finely dispersed fillers. Available at: http://www.batolit.ru/154_p.shtml (accessed: 12.03.2025).

With a nominal filtration rating of the filter-water separator of 3 μm , particles sized 3 μm and smaller may be present in the fuel flow downstream of an undamaged filter. If the filter-water separator is damaged, particles larger than 3 μm may be present. In the experiment, the contaminant was a mixture consisting (by weight) of 30% delaminated kaolin with a nominal particle size of 3 μm ⁸ and 70% micronized kaolin with a nominal particle size of 2 μm ⁹. Based on the manufacturer's data on the particle size distribution of kaolins, the calculated particle size distribution of the test pollutant is presented in Figure 6.

The pollutant was weighed on an electronic scale with an accuracy of 0.01 g.

The pollutant was added to the test fluid in accordance with the recommendations of GOST 14146-88¹⁰.

The fluid flow rate in the experiment was selected so that the filtration rates in the test filter and the intended check filter were equal.

Therefore, it is advisable to reduce the flow rate to a limit limited by the representativeness of the particulate matter content per unit volume.

The flow rate at the sampling point (fig. 1) cannot exceed 5 m/s. In practice, for different fuel tankers it ranges from 4.1 to 4.8 m/s, which corresponds to Re numbers in the range (170,000...400,000) \gg 4000. Consequently,

⁸ Delaminated kaolin. Batolit: Milled and finely dispersed fillers. Available at: http://www.batolit.ru/157_p.shtml (accessed: 12.03.2025).

⁹ Micronized kaolin. Batolit: Milled and finely dispersed fillers. Available at: http://www.batolit.ru/288_p.shtml (accessed: 12.03.2025).

¹⁰ GOST 14146-88. (1988). Diesel Fuel Filters. General Technical Devices. Moscow: Standards Publishing House, 22 p.

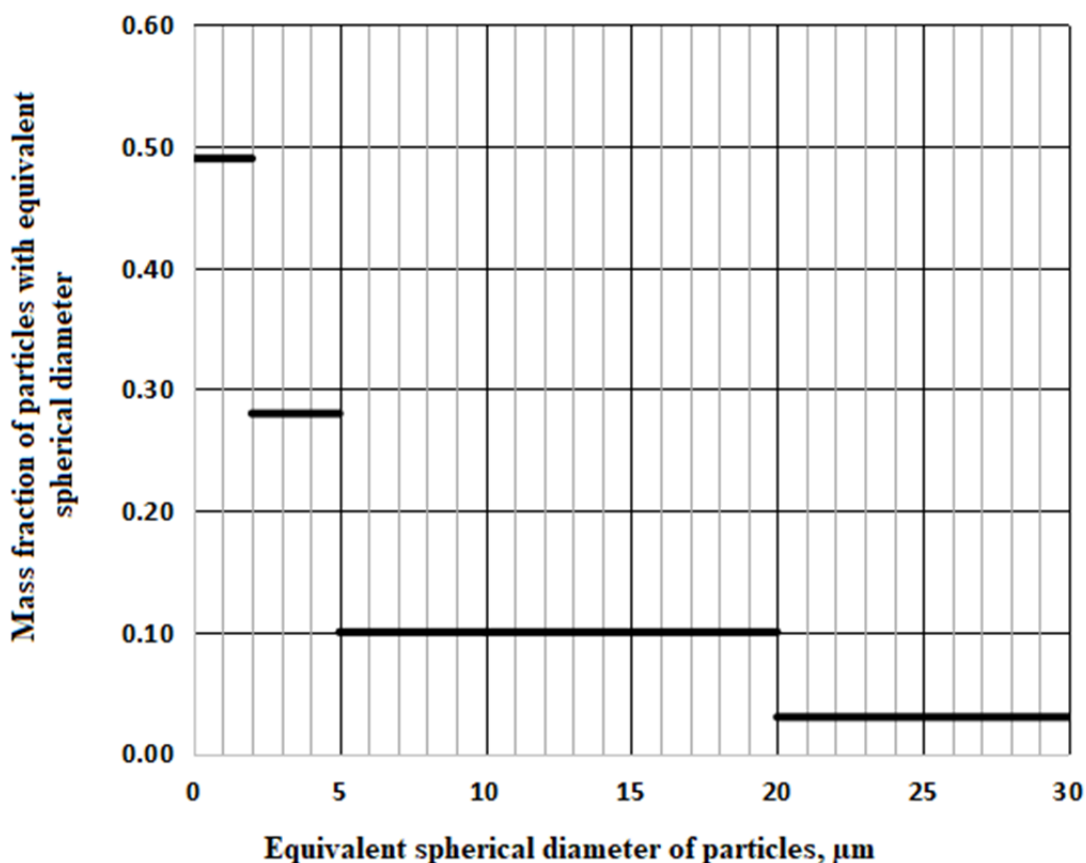


Fig. 6. Particle size distribution of the test contaminant

there is a developed turbulent flow [11] with intensive movement of liquid particles across the flow. In this case, the dynamic pressure is more than 13 kPa. According to GOST 17216-2001¹¹ the maximum particle size in liquids of 4...8 cleanliness classes, corresponding to aviation fuel contamination from 0.2 mg/l to 2 g/t, should not exceed 200 μm . A study [1] of the separating elements of a fuel tanker filter-water separator showed a maximum particle size of 62 μm . The hydrodynamic force acting on a particle with a diameter of 200 μm at a dynamic pressure of 13 kPa is approximately 0.05 N. The force of gravity acting on such a particle, with a density of 1.20–7.85 g/cm^3 , is approximately 0.0002–0.0007 N, i.e., at least 70 times less. Consequently, even with a horizontal pipeline, turbulent movement of mechanical impurity particles will occur, and their concentration will be

approximately the same at all points in the pipeline cross-section.

According to IATA regulations¹², the precautionary level of contamination of aviation fuel with mechanical impurities is 0.2 mg/liter. This corresponds to cleanliness classes 4–5 according to GOST 17216-2001, recalculated based on the particle size distribution of a pollutant with a density of 7.85–2.60 g/cm^3 . Thus, at a warning level of contamination, the number of particles 5 μm or larger in size present in 100 cm^3 of fuel will be at least 390...780, and their total number will be two orders of magnitude greater. Accordingly, the average distance between particles 5 μm or larger in size will be no more than 6.3 mm, and for all particles $\sim 0.1...0.2$ mm. Consequently, flow sampling at the check filter with a tube with an internal diameter of 8...12 mm should ensure that the particle size

¹¹ GOST 17216-2001. (2008). Industrial cleanliness. Liquid purity classes. Moscow: Standartinform, 15 p.

¹² Aviation Fuel Quality Control and Operating Procedures for Joint Into-Plane Services. 10th ed. (JIG 1). (2008). JIG (Joint Inspection Group), 108 p.

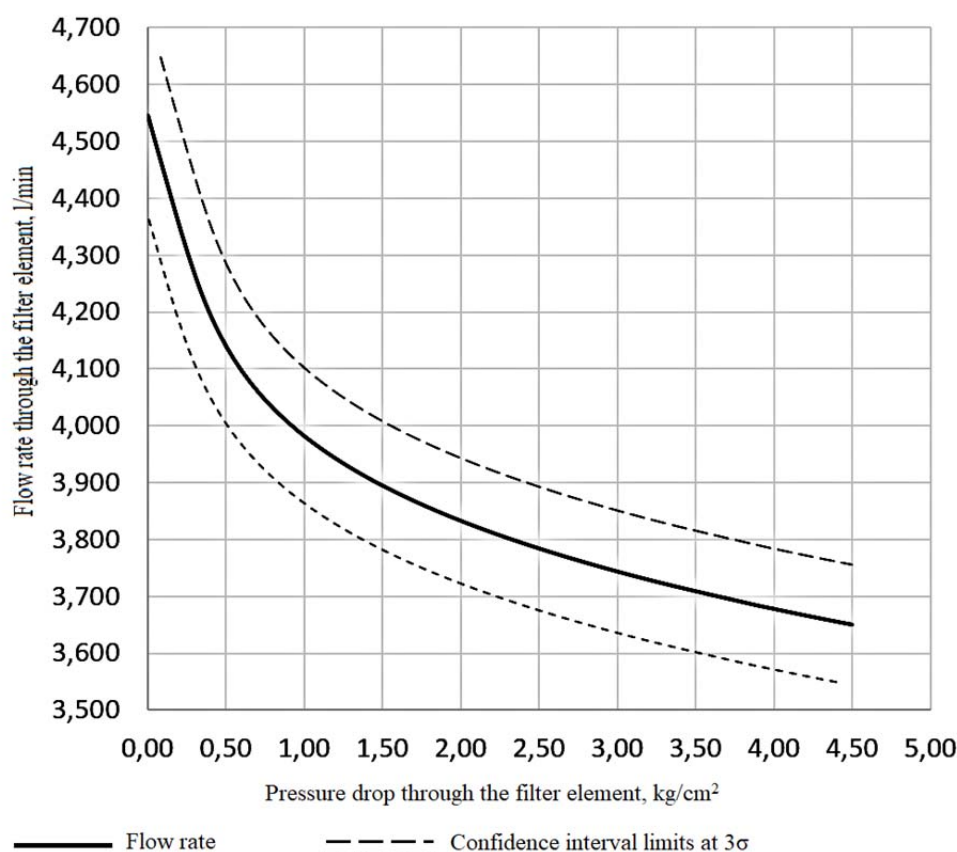


Fig. 7. Test fluid flow rate

distribution of the control flow is identical to that of the fuel being filled.

It is reasonable to limit the minimum flow velocity in the control tube to $Re = 4000$, the boundary of the turbulent nature of the flow [11], which minimizes particle deposition on the tube walls. For diameters of 8...12 mm, the corresponding velocity will be 0.6...0.4 m/s, and the flow rate will be 2...3 l/min. To ensure high sensitivity of the check filter, it is recommended to use a filter element with an area of 0.2 m^2 or less. In this case, the filtration rate through the check filter will not exceed 0.40 mm/s. In the experiment, the liquid flow rate was in the range of 3.5...4.7 l/min (fig. 7), and the filtration area was 0.21...0.45 m^2 , which ensured the same filtration rate of 0.15...0.40 mm/s, and, consequently, the hydrodynamic similarity of the suspended matter flow in the filter element.

The experimental procedure consisted of pumping a test fluid of known contamination through the filter element in portions of 170...175 liters. Pumping ceased when a pressure drop of 4.5 kg/cm² was reached. The primary measured values were:

- pressure drop (P_f , kg/cm²) across the filter element as a function of time (t , s) – $P_f(t)$;
- volume (V , l) of fluid pumped through the filter element as a function of time – $V(t)$.

Next, the mass of contaminant applied to 1 m^2 of the filter element surface (mf , g/m²) was calculated as a function of time – $mf(t)$:

$$mf(t) = V(t) \cdot mv / Sf,$$

where mv is the contaminant concentration, g/l; Sf is the rated effective area of the filter element, m.

Then, the desired filter element characteristic was constructed: the mass of pollutant applied to

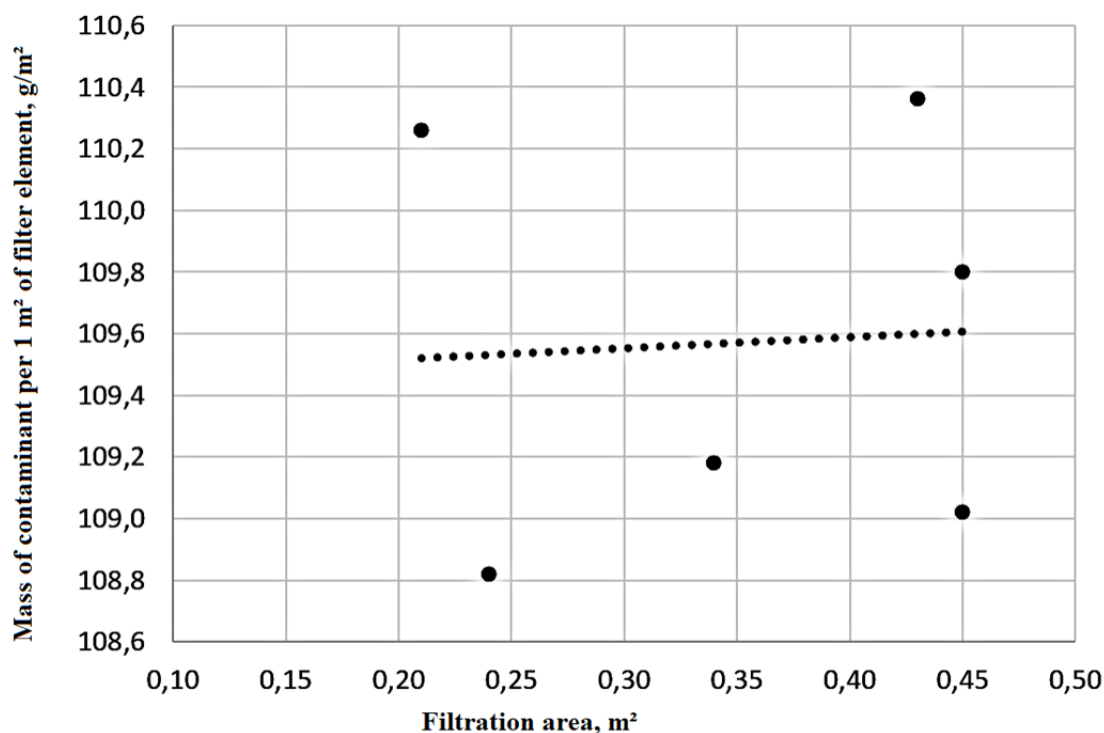


Fig. 8. Specific contaminant capacity of the FE at a pressure loss of 4.5 kg/cm²

1 m² of surface area as a function of pressure drop: $mf(P_f)$.

Additionally, by differentiating the $V(t)$ function using the two-way difference method, the flow rate (Q , l/min) through the filter element was calculated.

The interpretation of measurements and calculations were performed with a period of 30 s.

The pressure drop across the filter element was measured using a ZOND-20 sensor with a basic relative error of 0.15% and a measurement range of 0...250 kPa. To perform measurements in the 250...450 kPa range and reduce measurement error, the following measurement scheme was used:

- in the 0...~230 kPa range, measurements were taken with valves Kp2 and Kp4 open and Kp3 closed (fig. 3); that is, the negative chamber of the sensor was connected to the filter element outlet;
- when the pressure drop reached ~230 kPa, Kp4 closed and Kp3 opened. A pressure of ~230 kPa was supplied to the negative chamber, which became the “reference” pressure and was locked by closing Kp3 and Kp4;

- in the 230...450 kPa range, measurements were taken with valve Kp2 open and Kp3 and Kp4 closed.

To determine the pressure loss in the communication section between the differential pressure sensor connection points, the pressure drop was measured in the filter holder without a filter element at a test fluid flow rate of 4.5 l/min. It was (0.40 ± 0.12) kPa, which was taken into account in subsequent calculations and graph plotting.

The filter elements listed in Table 1 were tested. Filter element tests were conducted at pollutant concentrations of (0.2; 1.0; 1.6; 50.0) g/m³. A concentration of 50 g/m³ was used to quickly plot individual sections of the $mf(P_f)$ characteristic. Tests of other filter elements in these sections were also conducted at concentrations of (0.2; 1.0; 1.6;) g/m³.

Figure 8 shows the dependence of the specific contaminant capacity of a filter element on the effective filtration area (hereinafter, for brevity, “specific contaminant capacity” refers to the mass of contaminant per 1 m² of the filter element).

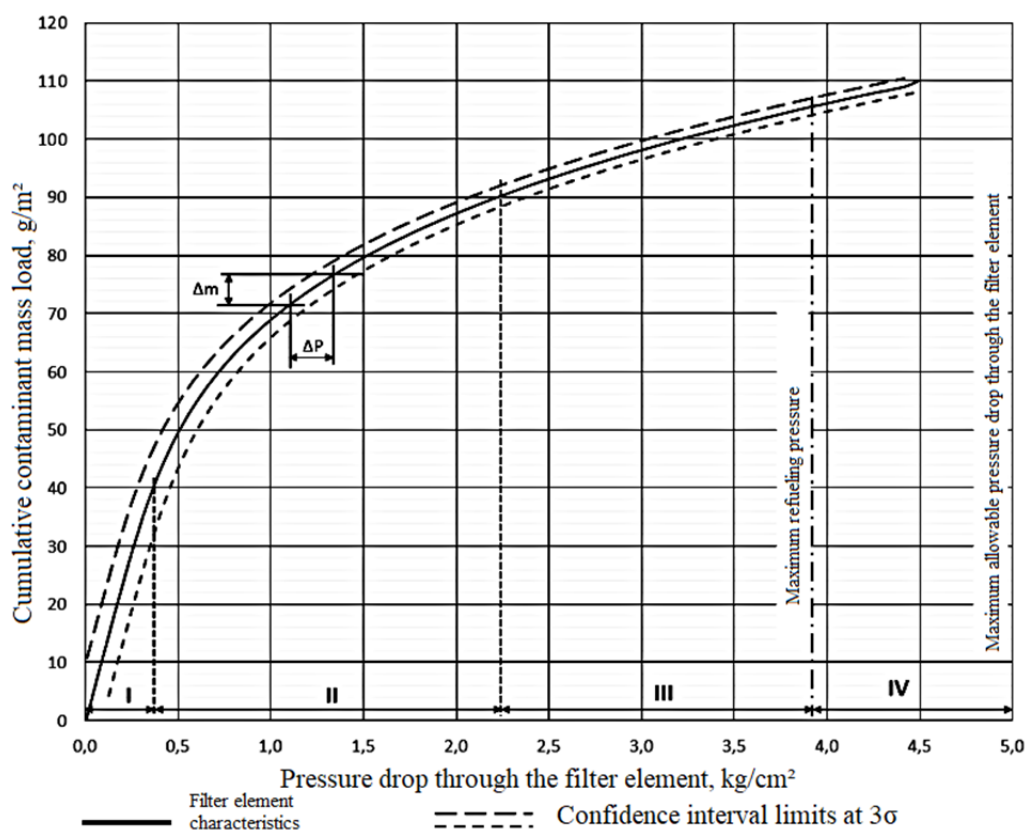


Fig. 9. Filter element characteristic $m_f(P_f)$:
 ΔP – Change in the pressure differential across the FE over time Δt ;
 Δm – Change in the mass of contaminant supplied to 1 m² of the filter element

Across the studied range of filtration areas, the specific contaminant capacity of the filter elements (m_f , g/m²) was constant. No effect of contaminant concentration, filter material batch, or filter element backing layer hardness on the specific contaminant capacity was observed.

Figure 9 shows the dependence of the specific contaminant capacity of the filter element on the pressure drop.

For safe use of the check filter, the maximum pressure of the filter element should be slightly higher than the maximum filling pressure. Filter elements with a maximum pressure of 0.5 MPa were used in the experiment.

The graph in Figure 9 distinguishes four characteristic zones:

Zone I is the section of the linear dependence of the pressure drop and contamination of the filter element, apparently corresponding to filtration with gradual clogging of the filter element pores by impurity particles [8, 9];

Zones II, III, and IV are the nonlinear section corresponding to filtration through partially clogged pores and sediment;

Zones III and IV are characterized by a high and nearly constant rate of increase in pressure drop as the filter element becomes contaminated. Zones I–III comprise the working portion of the check filter characteristic.

Contamination by the end of the linear zone I, according to the results of the experiments, amounts to 34–38% of the dirt capacity of the tested filter elements. Using only the linear zone when using a check filter limits its service life in terms of contaminant capacity by 2.5–3 times.

The resulting dependence (fig. 9) is similar to the results presented in [14].

The root-mean-square errors of measurements of the pressure drop and volume of the test liquid, calculated according to the authors' method [15], are given in Table 3.

Table 3

Measurement Errors

Name	Size	Value
<i>Measurement of pressure drop across the filter element</i>		
Root mean square of absolute deviations σ	kPa	2.61
3σ interval with confidence probability of 0.997	kPa	7.83
Maximum absolute deviation from the best (approximating) curve	kPa	7.36
Ratio of 3σ to the measurement range	%	3.13
<i>Measurement of test fluid volume</i>		
Root mean square of absolute deviations σ	l	0.694
3σ interval with confidence probability of 0.997	l	2.083
Maximum absolute deviation from the best (approximating) curve	l	1.409
Ratio of 3σ to the measurement range	%	1.23

Table 4

Instrumental measurement errors

Name	Size	Value
Absolute error of time measurement (t)	s	0.10
Absolute error of pollutant mass measurement (m)	g	0.01
Absolute error of test fluid temperature measurement (T)	°C	1.00
Basic absolute error of pressure measurement (Pf0)	kPa	0.38
Additional (temperature) absolute error of pressure measurement (PT)	kPa	0.11
Absolute error of pressure sensor: Pf = Pf0 + PT	kPa	0.49
Absolute error of level measurement (L)	mm	1.00
Absolute error of volume measurement (V)	l	0.20

Table 5

Computation Errors

Name	Size	Value
Pollutant concentration calculation error: $mv = m/V$	g/m^3	0.12
Filter element contamination calculation error with area S: $mf = V(t) \cdot mv/S$	g/m^2	0.86
Test fluid flow rate calculation error: $Q = dV(t)/dt$	l/min	0.10

Instrumental measurement errors, determined using the authors' methodology¹³, are shown in Table 4.

The errors in calculating the specific contaminant capacity and flow rate, determined according to [16], are shown in Table 5.

Note:

ρ – fuel density, kg/m^3 ;

Sf – filter element area, m^2 ;

mf – specific contaminant capacity of the filter element, g/m^2 ;

¹³ ZOND-20 Series Pressure Transducers (Sensors). (2017). Models K1, K2, K3, K4, K4I, K6, K7, K7I, K9, K10, K11: Operation Manual GKND.406233.008 RE. Part 1. Moscow: Gidrogazpribor, 65 p.

M_f – contaminant capacity of the filter element, g;

mv – average concentration of mechanical impurities in fuel, g/m³;

Q – average fuel consumption through the filter element, m³/s;

Q_1 – average aircraft refueling rate, m³/s;

T – service life of the check filter, hours;

R – the service life of the check filter, in thousands of tons of fuel loaded into the aircraft.

The contaminant capacity of the check filter can be expressed by the following relationships:

$$M_f = m_f \cdot S_f = mv \cdot Q \cdot T \cdot 3600,$$

from which the resource of the check filter can be determined:

$$T = \frac{m_f \cdot S_f}{mv \cdot Q \cdot 3600} \quad (1)$$

and

$$R = 0,0036 \cdot Q_1 \cdot \rho \cdot T. \quad (2)$$

From (1) and (2), it follows that the service life of the check filter can be increased by increasing its area and decreasing the flow rate through it.

Let us denote:

ΔP is the absolute measurement error of the pressure drop across the check filter, kPa;

Δm is the amount of mechanical impurities introduced per 1 m² of the check filter, g/m², when the pressure drop across it changes by ΔP (fig. 9);

Δt is the time interval, s, during which ΔP and Δm change;

mv_1 is the rejection limit of aviation fuel contamination, g/m³;

$\frac{dm_f}{dP_f}$ = Dmp is the derivative of the m_f (P_f) curve (fig. 9);

ΔM is the amount of mechanical impurity supplied to the check filter, g, when the pressure drop across it changes by ΔP (fig. 9).

The amount of mechanical impurity supplied to the control film over time Δt can be expressed by the following relationships:

$$\Delta M = Dmp \cdot \Delta P \cdot S_f = Q \cdot \Delta t \cdot mv_1, \quad (3)$$

from which the sensitivity of the check filter can be determined:

$$\Delta t = \frac{Dmp \cdot \Delta P \cdot S_f}{Q \cdot mv_1} \quad (4)$$

The sensitivity of the check filter is better, the shorter the time Δt . According to (4), the lower the error of the differential pressure sensor, the smaller the filtration area and the higher the flow rate through the check filter, the higher the sensitivity. It should be noted that the filtration area and flow rate have an opposite effect on the resource (1) and sensitivity (4) of the check filter.

Using the experimental dependence $m_f(P_f)$ (fig. 9) and formulae (1), (2), (4), a parametric study was conducted to select the best parameters for the check filter. Figure 10 shows the dependence of the sensitivity and check filter resource, using the studied filter elements. For clarity, the resource is expressed in the number of refills of the aircraft, with a volume of 15 m³. Calculations for the graphs in Figures 10 and 11 were performed for an average flow rate through the check filter equal to 4 l/min; refilling rate of 1200 l/min; rejection level of 2 g/t and pressure sensor ZOND-20 code 73 with a scale of 2.5 kPa, basic error of 0.15%, for fuel temperature -40...+40 °C.

On a lightly contaminated filter element (zone I, fig. 9), the pressure drop changes relatively slowly when solids enter it. As the filter element becomes contaminated (zone II, fig. 9), the rate of pressure drop change increases, reaching maximum values in zone III. Accordingly, the response time of the check filter to the maximum contamination level decreases as the filter element becomes increasingly clogged.

For the studied filter elements, the optimal filtration area is (0.05...0.10) m², which is within the limits of existing production. The service life of the check filter will be 200...400 aircraft

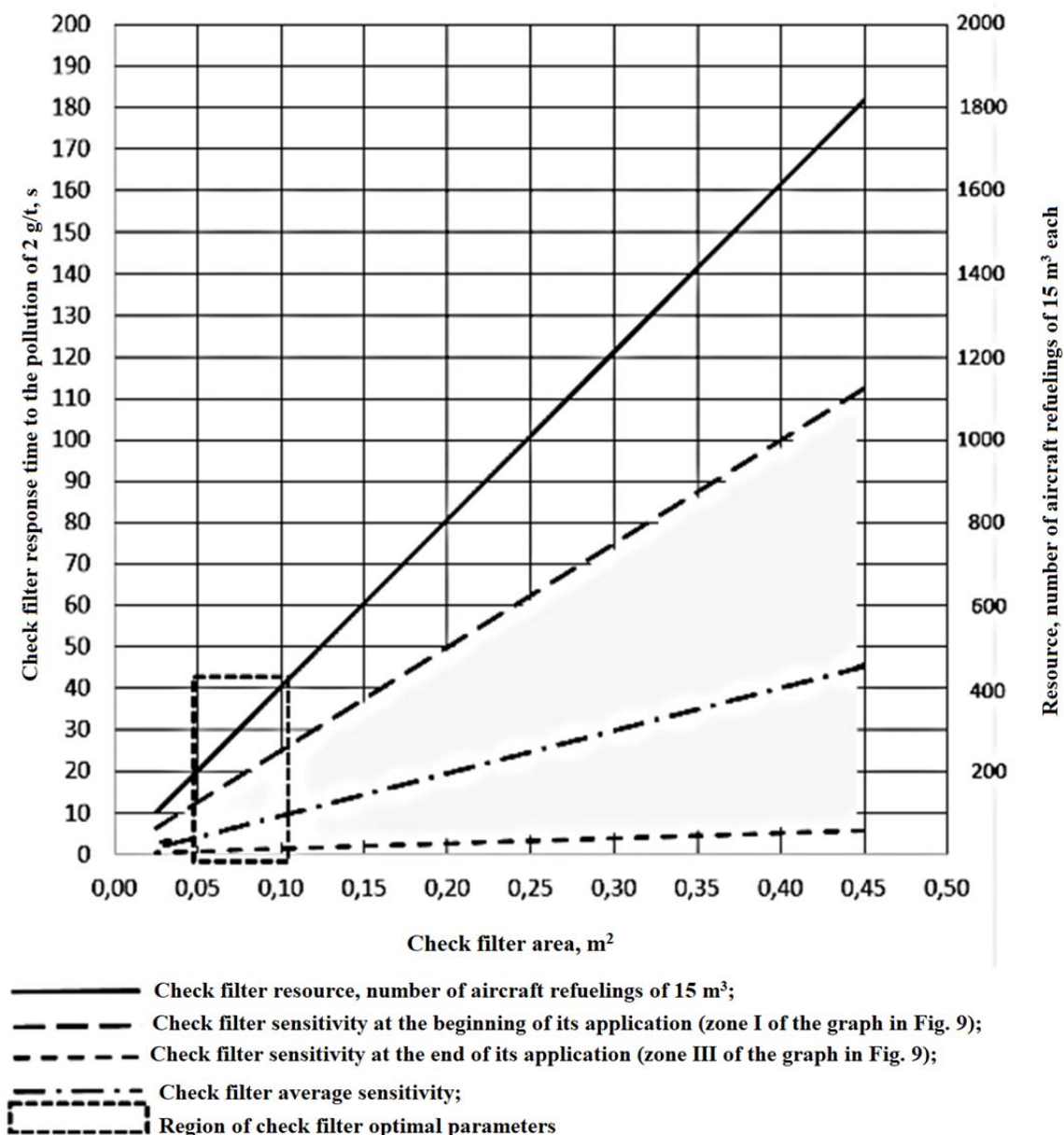


Fig. 10. Dependence of the check filter service life and sensitivity on the filtration area

refills with a volume of 15 m³ (2.35...4.70) thousand tons, and the response time to the maximum solids level will be no more than 25.0...12.5 s; on average, it will be 5...10 s.

Figure 11 shows the change in a parameter important for selecting a check filter – the number of switching operations of valves Kp2, Kp3, and Kp4 (fig. 3) during one “typical” refueling of 15 m³. For the studied filter element, valve switching will be required no more than once per refueling. It is desirable to automate this process.

An experimental study of the dependence of pressure drop across a filter element on the amount of solids supplied to it, along with calculations performed using the resulting relationship, demonstrated the feasibility of using a check filter for continuous monitoring of solids levels in aviation fuel. The optimal dimensions of the check filter and measuring instruments for continuous monitoring of jet fuel cleanliness based on the resource-sensitivity criterion were determined.

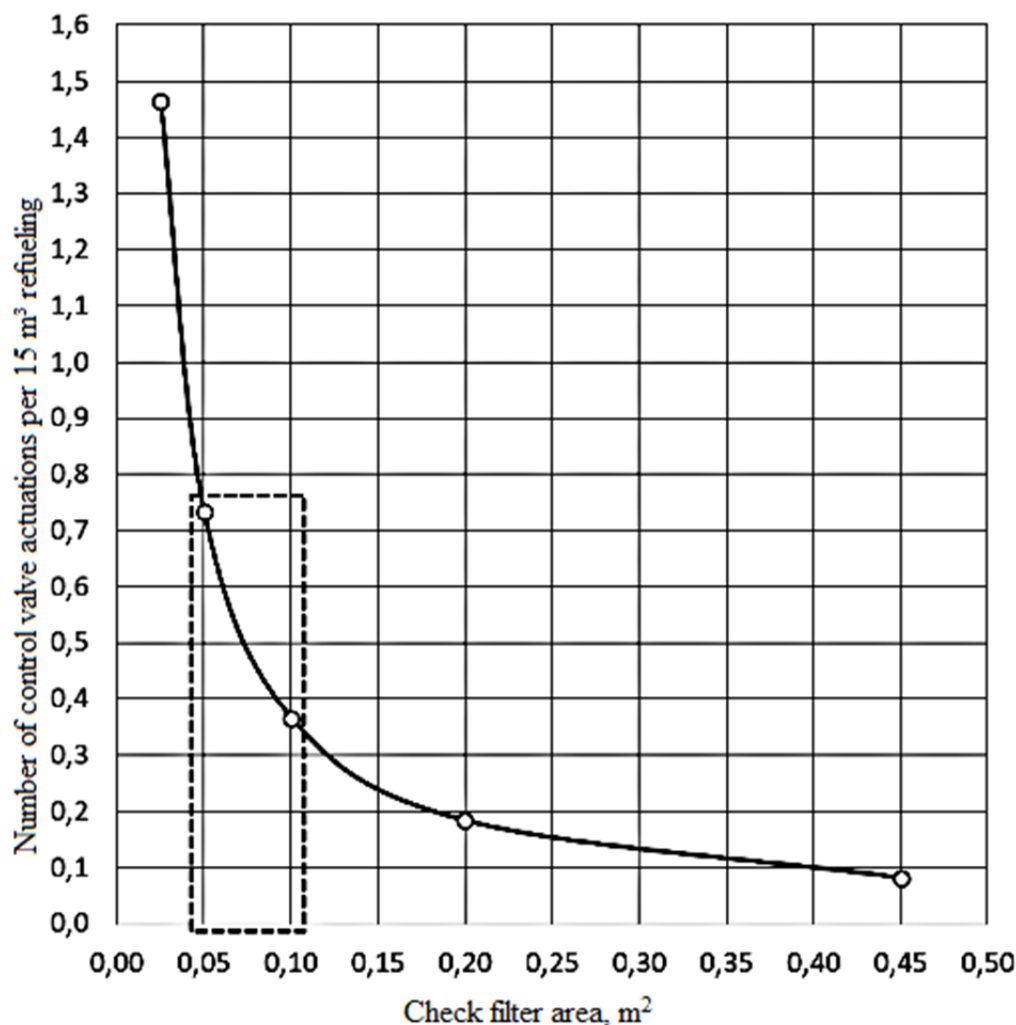


Fig. 11. Dependence of the number of valve (V) actuations on the filtration area

Conclusion

1. The effectiveness of using a partial-flow check filter for continuous monitoring of aviation fuel cleanliness during aircraft refueling has been proven.

2. The relationship between the pressure drop across the filter element and the mass of accumulated mechanical impurities has been established.

3. The optimal filter surface area of the check filter has been determined to be 0.05...0.10 m².

4. The proposed check filter design has been established to provide:

– a long service life of up to 200...400 refueling procedures;

– high sensitivity – contamination detection time is 5...10 seconds.

5. The feasibility of creating a system for operational monitoring of aviation fuel cleanliness using a check filter has been confirmed.

6. The results obtained can be used to develop new rapid methods for measuring the industrial cleanliness of aviation fuel and to upgrade existing ones. They can also serve as the basis for the development of new sensors and dynamic monitoring systems (continuous assessment) of aviation fuel cleanliness in the process chain of its preparation and refueling in aircraft.

7. Implementation of the developed solution and integration into existing automated process control systems will improve the automation of

refueling complex processes and, consequently, flight safety by preventing the refueling of aircraft with substandard fuel.

References

1. **Brailko, A.A.** (2018). Method of continuous monitoring of aviation fuel purity in the aircraft fuel supply process flow chart: Cand. Sc. Thesis. Moscow: MGTU GA, 134 p. (in Russian)
2. **Brailko, A.A., Druzhinin, N.A., Sa-moilenko, V.M.** (2017). Device for continuous monitoring of aviation fuel purity in the aircraft fuel supply system. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 6, pp. 44–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-54-62 (in Russian)
3. **Brailko, A.A., Airapetov, S.N., Zubov, O.E., Balyshin, K.E.** (2023). Experimental research and optimization of parameters of a partial-flow control filter for continuous monitoring of aviation fuel purity. In: *Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obshchestva: sbornik tezisov dokladov Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posviashchennoy 100-letiyu otechestvennoy grazhdanskoy aviatsii*. Moscow: ID Akademii imeni N.E. Zhukovskogo, pp. 87–89. (in Russian)
4. **Timoshenko, A.N.** (2015). Method for determining the duration of aviation fuel preparation for use on aircraft: Cand. of Technical Sc. Thesis. Moscow: MGTU GA, 197 p. (in Russian)
5. **Brailko, A.A., Druzhinin, N.A., Druzhinin, L.A., Smulsky, A.V., Smul'skaya, M.A., Syroedov, N.E.** (2014). Device for monitoring the content of mechanical impurities in a liquid and a system for monitoring the content of mechanical impurities in a liquid flow. Patent PM RU no. 141654, IPC G01N 33/22, B01D 25/00: publ. June 10, 12 p. (in Russian)
6. **Brailko, A.A., Druzhinin, N.A., Druzhinin, L.A., Smul'skij, A.V., Smul'skaja, M.A., Syroedov, N.E.** (2015). Method to monitor content of mechanical impurities in fluid, device for its realisation and system of monitoring of mechanical impurities content in fluid flow. Patent RU no. 2563813 C2, IPC G01N 33/22: publ. September 20, 15 p. (in Russian)
7. **Zhuzhikov, V.A.** (1980). Filtration. Theory and practice of suspension separation. 4th ed., revised and enlarged. Moscow: Khimiya, 400 p. (in Russian)
8. **Udler, E.I.** (1981). Filtration of hydrocarbon fuels, in Rybakov K.V. (Ed.). Tomsk: TGU, 152 p. (in Russian)
9. **Nemchikov, M.L., Kozlov, A.N., Gryadunov, K.I., Meleshnikov, A.M.** (2017). Research of the possibility of assessing the performance of fuel filter elements using the X-ray fluorescence method. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 1, pp. 107–115. (in Russian)
10. **Blinova, I.O., Mironychev, D.A., Kargin, K.A.** (2021). Filtration means – scheduled control. In: *EUROPEAN RESEARCH: sbornik statey XXX Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Penza: Nauka i Prosveshcheniye, pp. 17–19. (in Russian)
11. **Idelchik, I.Ye.** (1992). Handbook of hydraulic resistance, in Shteinberg M.O. (Ed.). 3rd ed., revised and enlarged. Moscow: Mashinostroyeniye, 672 p. (in Russian)
12. **Timoshenko, A.N., Gryadunov, K.I.** (2014). Contamination particle parameters choice criterions for aviation fuel and oil sedimentation modeling. *Nauchnyy vestnik MSTU GA*, no. 206, pp. 127–130. (in Russian)
13. **Molodnitskiy, R.Yu., Borodina, N.S., Popleteev, S.I., Savin, D.L.** (2019). Expansion of the range of technical means of jet fuel purification and express control of its purity level. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 28, no. 59–70. (in Russian)
14. **Grigoryev, M.A.** (1970). Oil and fuel purification in automotive and tractor engines. Moscow: Mashinostroyeniye, 270 p. (in Russian)
15. **Voronova, N.S., Bezhanov, S.G., Voronov, S.A., Khangulyan, E.V., Tsupko, O.Yu., Romanov, A.I.** (2015). Analysis and presentation of experimental results: Tutorial, in Voronova, N.S., Bezhanov, S.G., Voronov, S.A., Khangulyan, E.V., Tsupko, O.Yu., Romanov, A.I. (Eds.). *Nauchnyy vestnik MSTU GA*, no. 206, pp. 127–130. (in Russian)

nova N.S. (ed.). Moscow: NIYaU MIFI, 120 p. (in Russian)

16. Rubtsova, S.V., Okhrimenko, O.I., Aleinikova, O.A. (2019). Fundamentals of error theory: Tutorial. Shakhty: ISOiP (filial) DGTU v g. Shakhty, 66 p. (in Russian)

Список литературы

1. Браилко А.А. Метод непрерывного мониторинга чистоты авиатоплива в технологической схеме топливообеспечения воздушных судов: дисс. ... канд. техн. наук. М.: МГТУ ГА, 2018. 134 с.

2. Браилко А.А., Дружинин Н.А., Самойленко В.М. Устройство непрерывного мониторинга чистоты авиатоплива в технологической схеме топливообеспечения воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 6. С. 44–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-54-62

3. Браилко А.А. Экспериментальное исследование и оптимизация параметров неполнопоточного контрольного фильтра для непрерывного мониторинга чистоты авиатоплива / А.А. Браилко, С.Н. Айрапетов, О.Е. Зубов, К.Э. Бальшин // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации. Москва, 18–19 мая 2023 года. М.: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2023. С. 87–89.

4. Тимошенко А.Н. Метод определения продолжительности подготовки авиатоплива к применению на воздушных судах: дисс. ... канд. техн. наук. М.: МГТУ ГА, 2015. 197 с.

5. Браилко А.А. Устройство контроля содержания механических примесей в жидкости и система мониторинга содержания механических примесей в потоке жидкости. Патент ПМ № RU 141654 U1, МПК G01N 33/22, B01D 25/00 / А.А. Браилко, Н.А. Дружинин, Л.А. Дружинин, А.В. Смутьский, М.А. Смутьская, Н.Е. Сыроедов: опубл. 10.06.2014. 12 с.

6. Браилко А.А. Способ контроля содержания механических примесей в жидкостях, для его осуществления и система мониторинга содержания механических примесей в потоке жидкости. Патент № RU 2563813 С2, МПК G01N 33/22 / А.А. Браилко, Н.А. Дружинин, Л.А. Дружинин, А.В. Смутьский, М.А. Смутьская, Н.Е. Сыроедов: опубл. 20.09.2015. 15 с.

7. Жужиков В.А. Фильтрование. Теория и практика разделения суспензий. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Химия, 1980. 400 с.

8. Удлер Э.И. Фильтрация углеводородных топлив / Под ред. К.В. Рыбакова. Томск: ТГУ, 1981. 152 с.

9. Немчиков М.Л. Исследование возможности оценки эффективности работы топливных фильтроэлементов при применении рентгенофлуоресцентного метода / М.Л. Немчиков, А.Н. Козлов, К.И. Грядунов, А.М. Мелешников // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 107–115.

10. Блинова И.О., Миронычев Д.А., Каргин К.А. Средства фильтрации – плановый контроль // EUROPEAN RESEARCH: сборник статей XXX Международной научно-практической конференции. Пенза, 08 января 2021 года. Пенза: Наука и Просвещение, 2021. С. 17–19.

11. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М.О. Штейнберга. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.

12. Тимошенко А.Н., Грядунов К.И. Критерии выбора параметров модельной частицы механических примесей для построения модели отстаивания авиатоплива и масел // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 206. С. 127–130.

13. Молодницкий Р.Ю. Расширение ассортимента технических средств очистки авиатоплива и экспресс контроля уровня его чистоты / Р.Ю. Молодницкий, Н.С. Бородина, С.И. Поплетеев, Д.Л. Савин // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 28. С. 59–70.

14. Григорьев М.А. Очистка масла и топлива в автотракторных двигателях. М.: Машиностроение, 1970. 270 с.

15. Воронова Н.С. Анализ и представление результатов эксперимента: учебно-метод. пособие / Н.С. Воронова, С.Г. Бежанов, С.А. Воронов, Е.В. Хангулян, О.Ю. Цупко, А.И. Романов; под общ. ред. Н.С. Вороновой. М.: НИЯУ МИФИ, 2015. 120 с.

16. Рубцова С.В., Охрименко О.И., Алейникова О.А. Основы теории погрешностей: учебно-метод. пособие. Шахты: ИСОиП (филиал) ДГТУ в г. Шахты, 2019. 66 с.

Information about the authors

Anatoly A. Brailko, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.brailko@mstuca.ru.

Sergey N. Ayrapetov, Chief Designer, Zhejiang Institute of Turbine Equipment and Propulsion Systems, sayrapetov@yandex.ru.

Sergey A. Savushkin, Senior Lecturer of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.savuschkin@mstuca.ru.

Kirill E. Balyshin, Senior Lecturer of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, k.balyshin@mstuca.ru.

Irina V. Parkhacheva, Postgraduate Student of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, i.parkhacheva@mstuca.ru.

Сведения об авторах

Браилко Анатолий Анатольевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, a.brailko@mstuca.ru.

Айрапетов Сергей Николаевич, главный конструктор, Чжецзянский институт турбинного оборудования и двигательных систем, sayrapetov@yandex.ru.

Савушкин Сергей Александрович, старший преподаватель кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, s.savuschkin@mstuca.ru.

Балышин Кирилл Эдуардович, старший преподаватель кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, k.balyshin@mstuca.ru.

Пархачева Ирина Викторовна, аспирант кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, i.parkhacheva@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	15.10.2025	Received	15.10.2025
Одобрена после рецензирования	24.11.2025	Approved after reviewing	24.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

УДК 378.162.33

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-50-60

Алгоритм создания адаптивных сценариев упражнений на тренажере с применением динамической сложности для повышения эффективности обучения диспетчеров УВД

И.А. Кривогузов¹

¹Санкт-Петербургский региональный центр ЕС ОрВД, г. Санкт-Петербург, Россия

Аннотация: Данная статья посвящена разработке инновационного алгоритма создания адаптивных тренажерных сценариев для подготовки диспетчеров управления воздушным движением с применением динамической сложности. Актуальность исследования обусловлена стремительным ростом интенсивности воздушного движения, что требует принципиально новых подходов к обучению специалистов. Традиционные методы тренажерной подготовки, основанные на создании сценария инструктором вручную, не учитывают индивидуальные особенности обучающихся, что снижает эффективность учебного процесса и может приводить к когнитивной перегрузке. Основной целью работы является создание интеллектуальной системы, способной автоматически адаптировать сложность упражнений в реальном времени, учитывая текущий уровень навыков, скорость принятия решений, частоту ошибок и психофизиологическое состояние диспетчера. Предложен комплексный подход, сочетающий анализ профессиональных компетенций, моделирование когнитивной нагрузки и динамическую генерацию тренировочных ситуаций. Особое внимание уделяется балансу между постепенным усложнением задач и предотвращением стрессовых перегрузок. Методология исследования включает разработку математической модели оценки уровня обучаемого, алгоритма динамической корректировки параметров сценария (количество воздушных судов, погодные условия, особые случаи) и системы обратной связи. Разработанная система позволяет создавать персонализированные программы тренировок, максимально приближенные к реальным условиям работы, но с контролируемым уровнем сложности. Практическая значимость исследования заключается в возможности внедрения предложенных решений в существующие тренажерные комплексы, что способствует повышению качества подготовки диспетчеров и, как следствие, безопасности воздушного движения. Научная новизна подтверждается авторскими разработками в области адаптивного обучения и интеграции биометрических показателей в процесс генерации упражнений. Перспективы дальнейших исследований связаны с расширением базы тренировочных сценариев, внедрением технологий виртуальной реальности и разработкой интеллектуальных систем анализа действий обучаемых на основе методов машинного обучения. Предложенный подход может быть адаптирован и для других профессий, связанных с повышенной ответственностью и необходимостью быстрого принятия решений в стрессовых условиях.

Ключевые слова: адаптивный сценарий, алгоритм, динамическая сложность, диспетчер УВД, программы тренировок, тренажерная подготовка.

Для цитирования: Кривогузов И.А. Алгоритм создания адаптивных сценариев упражнений на тренажере с применением динамической сложности для повышения эффективности обучения диспетчеров УВД // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 50–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-50-60

An algorithm for creating adaptive exercise scenarios on a simulator using dynamic complexity to improve the effectiveness of ATCO training

I.A. Krivoguzov¹

¹Saint-Petersburg Regional Air Traffic Control Center, Saint-Petersburg, Russia

Abstract: This work is devoted to the development of an innovative algorithm for creating adaptive simulator scenarios for training air traffic control (ATC) officers using dynamic complexity. The relevance of the study is caused by the rapid increase in air traffic intensity, which requires fundamentally new approaches to training of specialists. Traditional simulator training methods based on

the manual creation of a scenario by an instructor do not take into account the individual characteristics of students, which reduces effectiveness of the learning process and can lead to cognitive overload. The main goal of this research is to create an intelligent system capable of automatically adapting the complexity of exercises in real time, taking into account the current skill level, decision-making speed, error rate and the psychophysiological state of the controller. The paper offers an integrated approach combining the analysis of professional competencies, modeling cognitive load generation of training situations. Special attention is paid to the balance between the gradual complication of tasks and the prevention of stress overload. The research methodology includes the development of a mathematical model for assessing the student's level, an algorithm for dynamically adjusting scenario parameters (e.g., number of aircraft, weather conditions, emergency situations) and a feedback system. The developed system allows you to create personalized training programs that are as close as possible to real working conditions, but with a controlled level of complexity. The practical significance of this work lies in the possibility of implementing the proposed solutions into existing training complexes, which will contribute to improving the quality of ATC training and as a result, air traffic safety. The scientific novelty is confirmed by the author's developments in the field of students adaptive learning and the integration of biometric indicators into exercise generation process. The prospects of further research are related to the expansion of the base of training scenario database, the introduction of virtual reality technologies and the development of intelligent systems for analyzing learners' actions based on machine learning methods. The proposed approach can also be adapted for other high-responsibility professions requiring quick decision-making in stressful conditions.

Keywords: adaptive scenario, algorithm, dynamic complexity, air traffic controller, training programs, simulator training.

For citation: Krivoguzov, I.A. (2026). An algorithm for creating adaptive exercise scenarios on a simulator using dynamic complexity to improve the effectiveness of ATCO training. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 29, no. 2, pp. 50–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-50-60

Введение

Современная авиационная отрасль характеризуется стремительным ростом интенсивности воздушного движения, оптимизаций структуры воздушного пространства и ужесточением требований к безопасности полетов. Данные параметры играют ключевую роль при работе диспетчера управления воздушным движением (УВД). От профессионализма диспетчера зависят жизни тысяч пассажиров ежедневно, поэтому качество подготовки диспетчера – это основа существования авиации.

Традиционные методы обучения, основанные на стандартных тренажерных сценариях, которые разрабатывают инструкторы самостоятельно, обладают рядом недостатков:

- 1) упражнения не могут подстраиваться под индивидуальный уровень диспетчера, что снижает эффективность тренировок;
- 2) чрезмерно простые либо избыточно сложные задания приводят к потере мотивации или когнитивной перегрузке;
- 3) не учитываются слабые и сильные стороны конкретного диспетчера.

Введение адаптивных сценариев с применением динамической сложности позволит

решить данные проблемы за счет следующих преимуществ:

- 1) автоматического изменения параметров упражнений в зависимости от успешности действий обучаемого;
- 2) минимизации ручного труда инструктора;
- 3) ускорения процесса обучения при сохранении высокого уровня подготовки.

Таким образом, можно сделать вывод, что разработка алгоритма генерации адаптивных сценариев является актуальной научно-практической задачей.

Стоит отметить, что в различных областях исследовалась проблема адаптивного обучения. Например, в авиационной психологии возможность адаптивного обучения летного персонала изучалась многими научными деятелями, в частности Д.А. Евстигнеевым [1]. Также, например, вопросы адаптивного обучения детей и школьников поднимал Лев Выготский еще в XX веке. Система Выготского описана в книге С.Г. Касвинова [2]. Однако в области подготовки диспетчеров данное направление практически не изучено. На тренажерах для диспетчеров используются фиксированные сценарии для подготовки, разработанные ответственными инструкторами.

Существующие международные документы¹ носят рекомендательный характер и не описывают конкретных алгоритмов, а в России подобные технологии и вовсе не применяются, что подтверждает необходимость дальнейшего изучения данной области.

Итак, целью настоящего исследования является разработка алгоритма создания адаптивных сценариев на тренажере, которые обеспечат персонализированное обучение диспетчера за счет динамической сложности.

Основными задачами являются следующие:

1) провести анализ современных методов подготовки авиадиспетчеров и выявить их недостатки;

2) разработать математическую модель адаптации сложности.

Результаты настоящей работы могут быть применены в учебных центрах подготовки диспетчеров, при модернизации тренажерных систем путем интеграции, а также для разработки нормативной документации по использованию адаптивных технологий при подготовке диспетчеров.

Исследование направлено на решение актуальной проблемы – оптимизации подготовки диспетчеров путем внедрения адаптивных технологий и сочетает теоретическую глубину и практическую значимость для развития авиационной отрасли в целом.

Теоретические основы обучения диспетчеров УВД

Современные требования к подготовке диспетчеров обязательно регламентируются. Например, требования к компетенциям, когнитивным и коммуникативным навыкам описаны в документах ИКАО². В данном документе описаны следующие требования:

1) конкретное количество часов тренажерной подготовки диспетчера (около 500 ч);

2) решение конфликтов (отводится не более 3 мин на решение одного конфликта);

3) корректная работа с экипажами воздушных судов (ВС) (четкость фразеологии);

4) знание английского языка (не ниже 4-го уровня по шкале ИКАО).

Несомненно, современный диспетчер должен обладать техническими навыками (работа с автоматизированными системами УВД); когнитивными способностями (распределение внимания и скорость реакции) и определенными психологическими качествами (работа в команде и стрессоустойчивость).

Увеличение количества часов тренажерной подготовки – это качественная мера, но она не станет достаточно эффективной. Современные требования диктуют необходимость комплексной и качественной подготовки диспетчеров. Так, обязательная стресс-подготовка и тренировка когнитивной гибкости описаны в документе Евроконтроля³.

Стоит отметить, что метод Выготского можно применить не только по отношению к детям и подросткам. Изложенная здесь [2] концепция зоны ближнего развития может быть столпом обучения диспетчера УВД. Метод описывает, что ребенок может сделать самостоятельно, а что – с помощью взрослого, соответственно, диспетчер может справиться с определенной задачей самостоятельно, а с какой-то с помощью автоматизированной системы. Итак, задачи, которые ставятся перед диспетчером, должны быть выполнимы, однако для обучения и прогресса необходимо, чтобы каждая последующая задача была сложнее текущего уровня, но эта задача может быть выполнена диспетчером с поддержкой. Такой принцип и должен ложиться в основу предлагаемого алгоритма в качестве динамической сложности.

Кроме того, необходимо учитывать когнитивные аспекты профессиональной деятельности диспетчера. Процесс обучения обязан быть эффективным, поэтому необходимо избегать перегрузок. Предложенная Джоном

¹Doc 9868: Procedures for air navigation service-Training. 3rd ed. // ICAO, 2020. 152 p.

²Doc 10056: Manual of air traffic controller competency-based training and assessment. 2nd ed. // ICAO, 2022. 451 p.

³ Eurocontrol safety regulation requirement (ESSAR 6). Software in ATM functional systems. 2nd ed. // ICAO, 2010. 20 p.

Свеллером теория когнитивной нагрузки [3] утверждает, что рабочая память человека имеет ограниченную емкость, следовательно, чтобы максимизировать усвоение материала, необходимо соблюдать баланс между внутренней нагрузкой (сложностью материала или задачи) и внешней нагрузкой (форма подачи материала) с учетом индивидуальных способностей конкретного человека, в данном случае диспетчера. Эта теория может быть применена к диспетчерам для улучшения качества подготовки. Также о процессах обучения мозга и избегании перегрузок писала Елена Сосновцева [4].

Подводя итог, можно сказать, что эффективное обучение и тренировка диспетчера УВД требует индивидуализации и адаптации под когнитивные возможности конкретного человека. Постепенное усложнение сценариев (от низкой интенсивности воздушного движения до высокой, с добавлением отказов и сложных метеорологических условий), выдача обратной связи (корректировка ошибок в процессе разбора совершенных действий) и имитация реальных условий (помехи радиосвязи или любые стресс-факторы) – все это представляет собой уникальный метод достижения качественной подготовки персонала к профессиональной деятельности.

Для тренажеров в целом можно выделить следующие недостатки:

- отсутствие адаптивности (сценарии не меняются в зависимости от успешного или неудачного прохождения упражнения обучаемым);
- шаблонность (на базе одного упражнения создаются множества с незначительными отличиями);
- ручное составление упражнений (инструктор вынужден самостоятельно задумываться над задачами, конфликтами и подбором сложности конкретного упражнения).

Несмотря на ограничения современных диспетчерских тренажеров, их недостаточную гибкость, можно с уверенностью сказать, что внедрение адаптивных сценариев на основе динамической сложности обосновано и практически значимо.

Генерация адаптивных сценариев

Чтобы изложить метод создания адаптивных сценариев на основе динамической сложности, необходимо обозначить ключевые аспекты, на основе которых будет построена предлагаемая методика.

Итак, для начала необходимо ввести определение динамической сложности. Динамическая сложность – это автоматическая корректировка параметров упражнения на основе частоты ошибок, времени реакции и текущего уровня стресса.

Стоит отметить, что адаптивные технологии уже применяются для обучения специалистов в других областях. Так, для пилотов существуют тренажеры ALSIM ALX⁴, где применяются адаптивные системы. В медицине существуют VR-тренажеры для хирургов также с использованием адаптивных технологий, в частности Osso VR⁵. Подобные алгоритмы применяются в игровых обучающих симуляторах, например в MFS2024⁶. Отсюда напрашивается вывод, что адаптивные технологии успешно применяются в других областях, в профессиях, представители которых наряду с диспетчером УВД несут колоссальную ответственность (пилоты и хирурги в приведенном примере), а также должны быть хорошо подготовлены, чтобы принимать точные, быстрые и подходящие решения в любой, даже самой стрессовой ситуации. Однако теперь необходимо такую технологию применить для подготовки именно диспетчеров УВД.

⁴ ALSIM. Flight training solutions [Электронный ресурс] // alsim. URL: <https://www.alsim.com> (дата обращения: 18.10.2025).

⁵ OSSO VR [Электронный ресурс] // Ossovr. URL: <https://www.ossovr.com> (дата обращения: 18.10.2025).

⁶ Microsoft Flight Simulator 2024. [Электронный ресурс] // flightimulator. URL: <https://www.flightimulator.com> (дата обращения: 18.10.2025).

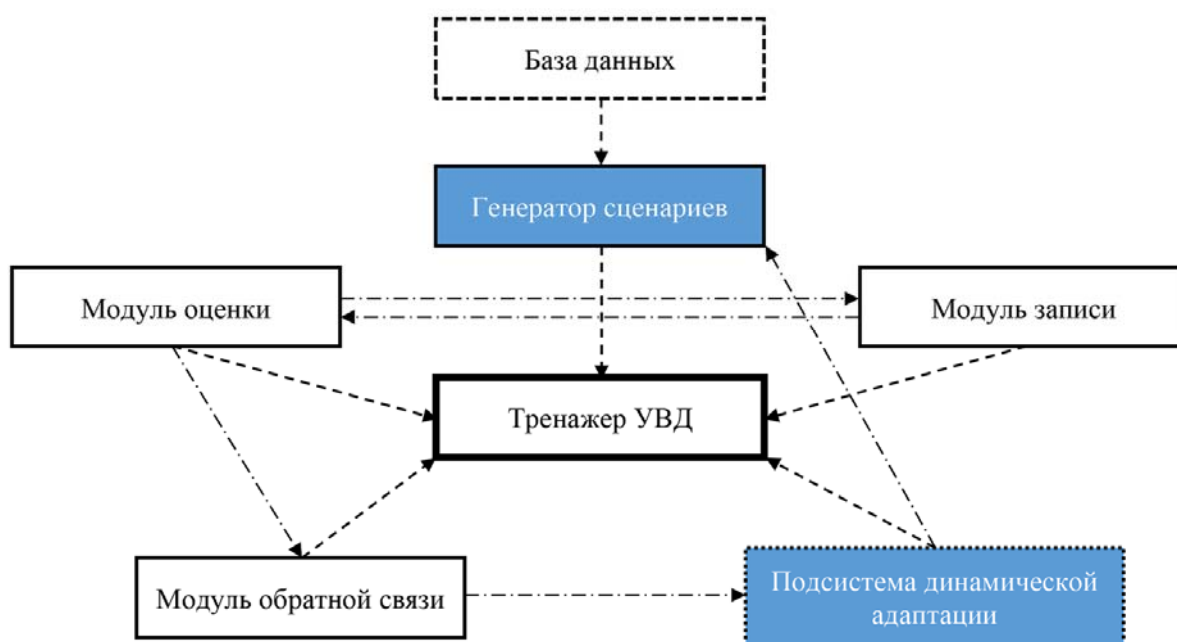


Рис. 1. Архитектура тренажера для диспетчеров УВД
Fig. 1. Architecture of a simulator for air traffic controllers

Перейдем непосредственно к описанию алгоритма составления адаптивных сценариев с применением динамической сложности. Концептуальная модель и архитектура тренажера с такой системой представлена на рис. 1.

На рис. 1 выделены именно те компоненты тренажера УВД, которые предлагается усовершенствовать (генератор сценариев) и внедрить (модуль обратной связи и подсистема динамической адаптации) по сравнению с существующими тренажерными системами.

Итак, для начала необходимо понять, как система будет генерировать любой сценарий для тренировки. Для начала она будет брать реальные воздушные суда, которые пролетели через тот или иной сектор, для которого создается упражнение, либо будет генерировать синтетические путем компоновки данных из базы данных, которая будет содержать различные позывные воздушных судов, различные маршруты, которые используются в секторе, эшелоны полета и типы воздушных судов. В целом процесс компоновки параметров воздушно-

го судна (m_k) можно представить в виде следующей функции:

$$\mathcal{F}(id, t, \tau) \rightarrow \{m_k\}_{k=1}^N, \quad (1)$$

где id – идентификатор воздушного судна (позывной, сквок), t – время появления воздушного судна, τ – тип воздушного судна, m_k – смоделированная отметка от ВС в момент времени t , которую в свою очередь можно представить в виде матрицы

$$\{m_k\} = \begin{pmatrix} x_k \\ y_k \\ z_k \\ v_k \\ \theta_k \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где x_k, y_k, z_k – координаты появления воздушного судна, v_k – текущая скорость воздушного судна (путевая в километрах в час для перемещения отметки на индикаторе воздушной обстановки и приборная в узлах или числе Маха для регулирования ВС, диспетчер видит на индикаторе только путевую скорость), θ_k – курс воздушного судна, который далее коррелируется с маршрутом.

Конкретное воздушное судно после генерации отметки будет выглядеть следующим образом:

$$\mathcal{F}_{real}(AFL1147,12:14,A321) = \begin{pmatrix} 557522 \\ 0376156 \\ 37000 \\ 0,78 \\ 315 \end{pmatrix}$$

или

$$\mathcal{F}_{sim}(SDM001,12:00,SU95) = \begin{pmatrix} 572568 \\ 0392471 \\ 36000 \\ 0,76 \\ 075 \end{pmatrix}.$$

Основываясь на базе воздушных судов, базе маршрутов, базе погодных условий, базе особых случаев, система формирует сценарий (ϵ_i). Данный процесс можно описать следующей функцией:

$$\epsilon_i = \langle C_i, A_i, W_i, F_i, T_i \rangle, \quad (3)$$

где C_i – сложность сценария ($C_i \in [1,10]$), A_i – количество воздушных судов в упражнении ($A_i \in [10,40]$), W_i – параметр погодных условий, F_i – параметр нештатных ситуаций, T_i – продолжительность упражнения ($T_i \in [25,60]$).

Параметр C_i подразумевает количество конфликтов, которое предложит решить система диспетчеру, причем под числами от 1 до 10 будет зашифровано количество конфликтов в качестве нечеткого множества [5], где 1 – «очень легко», 4–6 конфликтов, а 10 – «невозможно», 22–25 конфликтов.

Параметр A_i может варьироваться, но не может быть меньше или больше определенного значения в зависимости от выбранной сложности сценария, например, при выборе уровня сложности «10» количество воздушных судов не может быть меньше 35.

Параметр W_i бинарный, это значит, что метеорологические условия влияют или не влияют на полеты, однако если влияют, то имеется возможность инструктору выбрать конкретное метеорологическое условие, например турбулентность, грозовую деятельность и прочие, причем один диспетчер в течение обучения обязан отработать все метеорологические условия. Система будет под-

сказывать, основываясь на предыдущих тренажерных сессиях, какие метеорологические условия этот диспетчер еще не отработывал.

Параметр F_i аналогичен предыдущему параметру и также является бинарным. Это значит, что особый случай либо присутствует, либо отсутствует в упражнении, однако если присутствует, то имеется возможность инструктору выбрать конкретный особый случай, например отказ двигателя, потеря статуса RVSM и подобные, причем один диспетчер в течение обучения обязан отработать все особые случаи. Система будет подсказывать, основываясь на предыдущих тренажерных сессиях, какие особые случаи этот диспетчер еще не отработывал.

Параметр T_i зависит от необходимости данного упражнения: так, оптимальная длительность тренировочного упражнения от 30 до 45 мин в зависимости от задачи, поскольку при концентрации на сложной задаче внимание падает через 45 мин. Данное число подтверждает норма СанПиН⁷, поэтому предлагаемая длительность и является оптимальной. Если упражнение делается на проверку согласно российскому законодательству⁸, то оно должно длиться 2 ч, однако предлагается сделать упражнения на проверку продолжительностью 1 ч, поскольку концентрация внимания падает и интенсивное выполнение задания после 1 ч сложной работы дается диспетчеру с трудом. В работе

⁷ Постановление Главного государственного санитарного врача РФ № 2 от 28 января 2021 г. Об утверждении санитарных правил и норм СанПиН 1.2.3685-21 «Гигиенические нормативы и требования к обеспечению безопасности и (или) безвредности для человека факторов среды обитания» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. URL: <https://base.garant.ru/400274954/> (дата обращения: 18.10.2025).

⁸ Приказ Минтранса РФ № 93 от 14 апреля 2010 г. «Об утверждении Порядка функционирования непрерывной системы профессиональной подготовки, включая вопросы освидетельствования, стажировки, порядка допуска к работе, периодичности повышения квалификации руководящего и диспетчерского персонала» [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. URL: <https://base.garant.ru/199197/> (дата обращения: 18.10.2025).

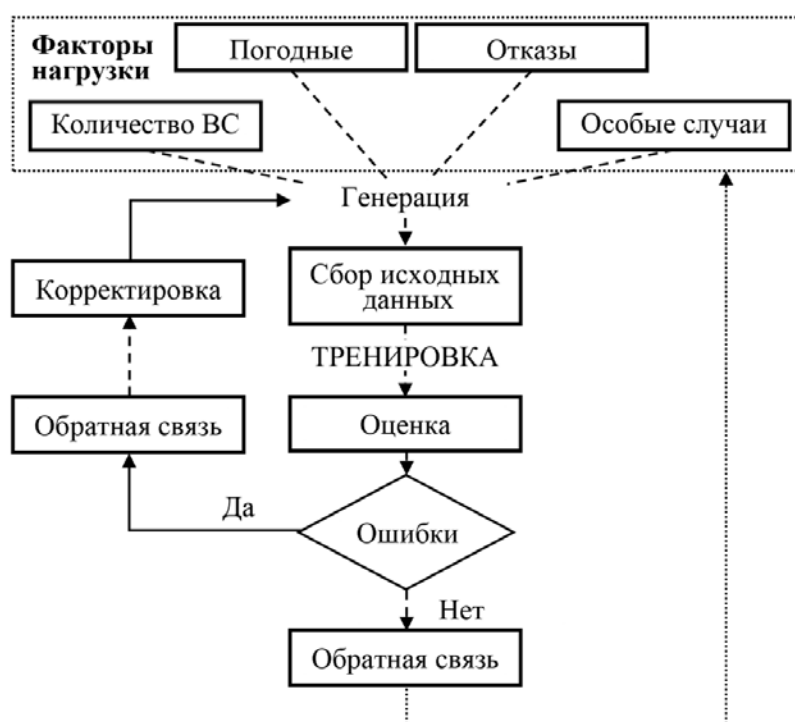


Рис. 2. Блок-схема адаптации сценариев
Fig. 2. Flowchart of scenario adaptation

диспетчера, да и в любой работе, от которой зависят человеческие жизни, важны внимание и концентрация [6, 7].

На основании пяти параметров из всего множества различных сценариев система формирует дискретное пространство тех, которые будут использоваться. Большой диапазон значений обеспечивает огромное количество вариаций [8], в связи с этим вероятность повторения сценария для одного и того же диспетчера исключена.

Итак, сценарий создан, он уже является адаптивным, однако благодаря модулю компетенций система сможет повысить его адаптивность путем определения сложности упражнения и количества воздушных судов исходя из оценки конкретного диспетчера.

Динамическая сложность

Качественная работа предлагаемого алгоритма заключается в цикличном процессе. Непрерывный мониторинг параметров диспетчера, количественная оценка принятия решений диспетчером – два этих параметра поз-

волят производить адаптацию сценариев с повторной тренировкой. Возможно представить данный алгоритм в нескольких вариантах.

Итак, первое представление будет аналитическое. В виде функции данный алгоритм имеет следующий вид:

$$\epsilon_{i+1} = f_{\epsilon_i}(A_i, P_i, W_i), \quad (4)$$

где ϵ_{i+1} – адаптивный сценарий, $f_{\epsilon_i}(x)$ – функция адаптации текущего сценария, A_i – точность команд в текущем сценарии, P_i – физиологические параметры диспетчера в течение тренировки на текущем сценарии, W_i – нагрузка на диспетчера в текущем сценарии.

Также возможно и второе представление алгоритма в виде блок-схемы [9, 10]. Она изображена на рис. 2.

Для качественной адаптации упражнения на тренажере под конкретного диспетчера система должна оценивать несколько параметров.

1. Точность принимаемых решений (A) [11, 12] – способность диспетчера выдавать

Таблица 1
Table 1

Критерии оценки точности принимаемых решений
Decision-making accuracy assessment criteria

Точность, %	Оценка	Адаптивное действие
> 85	Отлично	Увеличить сложность
70–85	Норма	Без изменений
< 70	Неудовлетворительно	Уменьшить сложность

Таблица 2
Table 2

Критерии оценки времени реакции
Reaction time assessment criteria

Время реакции	Оценка	Адаптивное действие
$\leq RT_{\text{норм}}$	Отлично	Увеличить сложность
до $1,5 \cdot RT_{\text{норм}}$	Норма	Без изменений
$> 1,5 \cdot RT_{\text{норм}}$	Неудовлетворительно	Уменьшить сложность

корректные команды в различных ситуациях. Данный параметр рассчитывается по следующей формуле:

$$A = \frac{n_{\text{пр}}}{n} \cdot 100 \%, \quad (5)$$

где $n_{\text{пр}}$ – количество правильно принятых решений, n – общее количество решений.

$$RT_{\text{норм}} = 5 \cdot (1 + 0,1 \cdot N) \cdot (1 + 0,2 \cdot W) + (1 + 0,2 \cdot SF) + (1 + 0,2 \cdot EM), \quad (6)$$

где N – количество воздушных судов в сценарии, W – количество погодных условий в сценарии, SF – количество отказов системы в сценарии, EM – количество особых случаев в сценарии.

Критерии оценки приведены в табл. 2.

3. Частота ошибок (ER) – количество совершаемых диспетчером ошибок за определенный промежуток времени. Данный параметр рассчитывается по следующей формуле:

$$ER = \frac{n_{\text{ош}}}{T}, \quad (7)$$

где $n_{\text{ош}}$ – количество допущенных нарушений норм эшелонирования;

Критерии оценки приведены в табл. 1.

2. Время реакции ($RT_{\text{норм}}$) [13, 14] – время от момента возникновения ситуации до момента принятия диспетчером решения. На каждый сценарий предусмотрено свое нормальное время реакции в зависимости от его сложности. Оно рассчитывается по следующей формуле:

T – продолжительность упражнения.

Целевой показатель для любого диспетчера – это работа без ошибок. Критерии оценки данного параметра приведены в табл. 3.

4. Физиологические показатели (HRV) [15] – вариабельность сердечного ритма, которая отражает уровень стресса диспетчера. Вариабельность сердечного ритма – это показатель колебаний между сокращениями. Критерии оценки данного параметра представлены в табл. 4.

Представленные в табл. 1–4 адаптивные действия системы имеют строгий алгоритм. То есть в случае увеличения сложности система будет предпринимать одно из следую-

Таблица 3
Table 3

Критерии оценки частоты ошибок
Error rate assessment criteria

Частота ошибок	Оценка	Адаптивное действие
$0 \frac{\text{ошибок}}{\text{час}}$	Отлично	Увеличить сложность
$1 \frac{\text{ошибка}}{\text{час}}$	Удовлетворительно	Без изменений
$> 1 \frac{\text{ошибки}}{\text{час}}$	Неудовлетворительно	Уменьшить сложность

Таблица 4
Table 4

Критерии оценки физиологических показателей
Physiological parameters assessment criteria

HRV, мс	Оценка	Адаптивное действие
60–100	Отлично	Увеличить сложность
30–59	Норма	Без изменений
< 30	Неудовлетворительно	Уменьшить сложность

щих действий: увеличение количества воздушных судов либо добавление фактора нагрузки, например погодные условия или особый случай. В случае же уменьшения сложности – одно из следующих действий: ограничение количества воздушных судов, которые собираются войти в сектор, упрощение погодных условий либо создание релаксационной паузы, то есть формирование дальнейшего потока таким образом, чтобы у диспетчера была возможность отдохнуть (активный отдых [16]) в процессе упражнения.

Заключение

Проведенное исследование подтвердило высокую эффективность разработанного алгоритма адаптивных сценариев с динамической сложностью для тренажерной подготовки диспетчеров. Основным достижением работы стало создание комплексной системы,

способной в реальном времени анализировать текущий уровень подготовки специалиста, его психофизиологическое состояние и на этой основе генерировать персонализированные тренировочные задания. Важнейшим преимуществом системы является ее способность автоматически поддерживать оптимальный уровень когнитивной нагрузки, что особенно ценно в условиях интенсивной работы авиадиспетчеров. Динамическая адаптация сложности упражнений предотвращает как перегрузку, так и недостаточную нагрузку, обеспечивая плавное и последовательное развитие профессиональных навыков. Гибкий алгоритм комбинирования сценария позволяет создавать практически неограниченное количество вариантов упражнений, что исключает эффект «заучивания» и поддерживает высокий уровень вовлеченности обучающихся. При этом система сохраняет возможность ручной корректировки со стороны инструктора, сочетая таким образом преимущества

автоматизации и профессионального контроля. Полученные результаты открывают новые перспективы для совершенствования системы подготовки диспетчеров. Внедрение предложенных решений в учебные центры позволит не только повысить качество подготовки специалистов, но и оптимизировать ресурсы, выделяемые на обучение. Дальнейшее развитие проекта предполагает расширение функциональности за счет интеграции технологий виртуальной и дополненной реальности, что сделает тренировки еще более реалистичными и эффективными.

Список литературы

1. Евстигнеев Д.А. Авиационная психология: учебник. В 2 т. Ульяновск: УВАУ ГА (И), 2012. 280 с.
2. Касвинов С.Г. Система Выготского. Кн. 1: Обучение и развитие детей и подростков. Харьков: Райдер, 2013. 460 с.
3. Sweller J. Cognitive load theory // *Psychology of learning and motivation*. 2011. Vol. 55. Pp. 37–76. DOI: 10.1016/B978-0-12-387691-1.X0001-4
4. Сосновцева Е.В. Мозг в порядке: Как улучшить память, справиться с перегрузкой и вернуть ясность ума. М.: Альпина Паблишер, 2025. 325 с.
5. Лисицына Л.С. Основы теории нечетких множеств. СПб.: Университет ИТМО, 2020. 74 с.
6. Hari J. Stolen focus: Why you can't pay attention and how to think deeply again. New York: Crown, 2025. 368 p.
7. Гиппенрейтер Ю.Б., Романов В.Я. Психология внимания. М.: ЧеРо, 2001. 309 с.
8. Ландо С.К. Комбинаторика и теория графов. М.: МЦНМО, 2005. 358 с.
9. Вирт Н. Алгоритмы и структуры данных / Пер. с англ. Ф.В. Ткачева. М.: ДМК Пресс, 2010. 272 с.
10. Семакин И.Г., Шестаков А.П. Основы алгоритмизации и программирования. Практикум: учеб. пособие. М.: Академия, 2013. 144 с.

11. Лестер Д. Остановись и подумай: Идеи и стратегии, помогающие принимать верные решения: пер. с англ. М.: Альпина Паблишер, 2025. 272 с.

12. Теория принятия решений: В 2 т. Т. 1. учебник и практикум для вузов / Под ред. В.Г. Халина. М.: Юрайт, 2025. 250 с.

13. Gazzaniga M.S. *The cognitive neurosciences*. 4th ed. England: Bradford Press, 2009. 1377 p.

14. Чуприкова Н.И. Время реакций человека: Физиологические механизмы, вербально-смысловая регуляция, связь с интеллектом и свойствами нервной системы: монография. М.: Издательский дом ЯСК, 2019. 432 с.

15. Малах О.Н., Крестьянинова Т.Ю., Питкевич Ю.Э. Вариабельность сердечного ритма в оценке функционального состояния организма человека: монография. М.: КноРус, 2019. 118 с.

16. Санджай Г. Устойчивый мозг: как сохранить мозг продуктивным в любом возрасте / Пер. с англ. И. Чорного. М.: Эксмо, 2024. 400 с.

References

1. Yevstigneev, D.A. (2012). Aviation psychology: Textbook. In 2 volumes. Ulyanovsk: UVAU GA (I), 280 p. (in Russian)
2. Kasvinov, S.G. (2013). The Vygotsky system. Book 1: Learning and development of children and adolescents. Kharkiv: Raider, 460 p. (in Russian)
3. Sweller, J. (2011). Cognitive load theory. *Psychology of learning and motivation*, vol. 55, pp. 37–76. DOI: 10.1016/B978-0-12-387691-1.X0001-4
4. Sosnovtseva, E.V. (2025). Brain in order: How to improve memory, cope with overload and restore mental clarity. Moscow: Alpina Publisher, 325 p. (in Russian)
5. Lisitsyna, L.S. (2020). Fundamentals of fuzzy set theory. St. Petersburg: Universitet ITMO, 74 p. (in Russian)

6. **Hari, J.** (2025). Stolen focus: Why you can't pay attention and how to think deeply again. New York: Crown, 368 p.

7. **Gippenreiter, Yu.B., Romanov, V.Ya.** (2001). Psychology of attention. Moscow: CheRo, 309 p. (in Russian)

8. **Lando, S.K.** (2025). Combinatorics and graph theory. Moscow: MTsNMO, 358 p. (in Russian)

9. **Wirth N.** Algorithms and Data structures. New Jersey: Prentice-hall, 2009. 212 p.

10. **Semakin, I.G., Shestakov, A.P.** (2013). Fundamentals of algorithmization and programming: Practicum: Textbook. Moscow: Izdatelskiy thentr "Academia", 144 p. (in Russian)

11. **Lester, J.** (2024). Pause to think. Using mental models to learn and decide. Columbia Business School Publishing, 232 p.

12. **Khalin, V.G.** (Ed.). (2025). Decision theory in 2 Volumes. Vol. 1: Textbook and

workshop for universities. Moscow: Yurayt, 250 p. (in Russian)

13. **Gazzaniga, M.S.** (2009). The cognitive neurosciences. 4th ed. England, Bradford Press, 1377 p.

14. **Chuprikova, N.I.** (2019). Human reaction time: Physiological mechanisms, verbal-semantic regulation, connection with intelligence and nervous system properties: Monograph. Moscow: Izdatelskiy dom YaSK, 2019. 432 p. (in Russian)

15. **Malakh, O.N., Krestyaninova, T.Yu., Pitkevich, Yu.E.** (2019). Heart rate variability in assessing the functional state of the human body: Monograph. Moscow: Kompaniya KnoRus, 118 p. (in Russian)

16. **Gupta, S.** (2022). Keep sharp: Build a better brain at any age. New York, Simon & Schuster, Inc., 336 p.

Сведения об авторе

Кривогузов Иван Александрович, диспетчер ОНУВД РДЦ, Региональный центр ЕС ОрВД (Санкт-Петербург), krivoguzov78@yandex.ru.

Information about the author

Ivan A. Krivoguzov, Air Traffic Controller, Regional Control Center of The United Air Traffic Management System (Saint-Petersburg), krivoguzov78@yandex.ru.

Поступила в редакцию	29.04.2025	Received	29.04.2025
Одобрена после рецензирования	06.11.2025	Approved after reviewing	06.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

УДК 629.7.036.34

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-61-75

Моделирование и оценка влияния устранения повреждений рабочих лопаток компрессоров турбореактивных двухконтурных двигателей на их работоспособность

Е.Р. Любушкин¹, Б.А. Чичков¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Аннотация: На протяжении жизненного цикла авиационный двигатель подвержен воздействию различных повреждающих факторов, среди которых доминируют эксплуатационные. При этом значительная доля повреждений приходится на модуль вентилятора современных ТРДД: вмятины, трещины, а также забоины на рабочих лопатках, отгибы периферийных участков рабочих лопаток и другие, устранение которых в соответствии с эксплуатационной документацией предполагает в пределах допусков физическое удаление материала рабочих лопаток, непосредственно участвующего в восприятии нагрузок, действующих на перо в процессе эксплуатации. Указанным выше механическим повреждениям подвержены, хоть и в меньшей степени, рабочие лопатки подпорных ступеней и компрессора высокого давления (КВД). Все большее распространение получают широкохордные рабочие лопатки вентиляторов. Оценка работоспособности рабочих лопаток базируется на прочностном критерии. В статье изложены не представленные ранее в исследованиях по оценке работоспособности рабочих лопаток компрессоров принципы и результаты комплексного исследования влияния устранения повреждений рабочих лопаток компрессоров трех характерных размеров (классических вентиляторных, широкохордных вентиляторных, подпорных и первой ступени КВД) на распределение в них напряжений. Для решения поставленной задачи разработаны 3D-модели рабочих лопаток массовых авиационных двигателей семейства CFM56 в среде САПР «Компас 3D» с использованием прочностного модуля APM FEM. Корректность принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватность подтверждены расчетной оценкой собственных частот колебаний рабочей лопатки компрессора в среде САПР и экспериментальной оценкой с использованием резонансного метода. В практическом плане материалы статьи позволяют получить представление о степени влияния на работоспособность устранения повреждений в различных зонах пера рабочих лопаток компрессоров трех характерных размеров и перспективных широкохордных лопаток вентилятора в процессе эксплуатации.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, вентилятор, бустер, компрессор высокого давления, рабочая лопатка, эксплуатационные повреждения, забоина, зачистка, прочность, напряженно-деформированное состояние, работоспособность, система автоматизированного проектирования, турбореактивный двухконтурный двигатель, 3D-моделирование.

Для цитирования: Любушкин Е.Р., Чичков Б.А. Моделирование и оценка влияния устранения повреждений рабочих лопаток компрессоров турбореактивных двухконтурных двигателей на их работоспособность // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 61–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-61-75

Modelling and analysis of defect rectification impact on turbofan engine compressor blades' operation capacity

E.R. Lyubushkin¹, B.A. Chichkov¹

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract: Jet engines are subject to various damaging factors, among which operational ones are dominant throughout their life cycles. At the same time, the dominant share of deteriorations specific to compressor components occurs in the fan module of modern turbofan engines: bends, cracks as well as dents on fan blades and distortions of tip section. Repairing these defects, according to operations and maintenance documentation, usually requires removal of material that primarily carries the applied

loads. Rotor blades of booster stages and the high-pressure compressor (HPC) are also susceptible to the same types of mechanical damage, albeit to a lesser extent. At the same time wide chord fan blades are becoming increasingly common. Evaluation of rotor-blade operational capability is based on strength criteria. This article presents the principles and results of complex research – not previously reported in works – on how defect rectification affects stress distribution in compressor rotor blades of three specific sizes (“classic” fan blades, wide-chord fan blades, booster-stage and first-stage HPC blades). To solve the stated problem, 3D-models of compressor rotor blades were developed using CAD software Kompas-3D integrated with the structural analysis module APMFEM for mass-produced aviation engines of the CFM56 family. The validity and adequacy of the modeling principles and blade parameters were verified by estimating the natural frequencies of compressor-blade vibrations in the CAD environment and by experimental assessment using the resonance method. The paper makes it possible to understand the degree to which damage rectification in various areas of compressor blades of three specific sizes and in perspective wide-chord fan blades impacts operational capability in practical terms.

Keywords: gas-turbine engine, fan, booster, high pressure compressor, rotor blade, operational damage, dent, blending, strength, stress-strain state, operation capability, automated design system, bypass turbofan engine, 3D-modelling.

For citation: Lyubushkin, E.R., Chichkov, B.A. (2026). Modelling and analysis of defect rectification impact on turbofan engine compressor blades’ operation capacity. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 29, no. 2, pp. 61–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-61-75

Введение

Техническая и летная эксплуатация авиационного двигателя (АД) – наиболее продолжительные этапы его жизненного цикла, характеризующиеся широким спектром повреждающих факторов, непосредственно влияющих на его техническое состояние и надежность. Тенденции в проектировании турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) (интенсивный рост степени двухконтурности [1]), а также особенности конструктивно-компоновочной схемы современных гражданских авиалайнеров^{1,2} (преобладающее сочетание низкоплана с силовыми установками на пилонах под крыло [2]) делают рабочие лопатки первых ступеней компрессора наиболее уязвимыми при попадании посторонних предметов: опыт эксплуатации показал, что повреждаемость вентиляторных лопаток ПС-90А составляет порядка 60 % от общего числа повреждений узлов, бустерных лопаток – менее 5 %, лопаток первых ступеней компрессора высокого давления (КВД) – до 10 % [3].

Столкновение посторонних предметов (грязь, куски льда, фрагменты бетонного покрытия, крепежные элементы конструкции АД, птицы и т. п.) с рабочими лопатками приводит

к появлению различного рода забоин, вмятин, трещин. Так, по статистике, доля повреждений вентилятора при попадании птиц составляет 17,7 % от общего числа повреждений конструкции воздушного судна и 43,3 % от общего числа повреждений узлов ГТД (в частности, [4]). На повестке дня встает вопрос о столкновении дронов с авиационным двигателем, что согласно исследованию [5] носит не менее разрушительный характер для рабочих лопаток вентилятора, чем в случае с птицами.

При обнаружении повреждения специалистами инженерно-технической службы производится оценка его расположения и характерных размеров, принимается решение о продолжении эксплуатации, ремонте или замене узла (детали), в частности рабочей лопатки. Нормы количественного и качественного характера на те или иные повреждения указываются производителем АД в руководстве по технической эксплуатации (РТЭ) (*Aircraft Maintenance Manual*).

Ранее уже проводились исследования [5–8] в области изучения НДС рабочих лопаток вентилятора с дефектами, однако авторами не рассматривались лопатки иных конфигураций, которые встречаются в компрессорах современных ТРДД, что сужало область их применения. Актуальность и научная новизна данного исследования заключается в анализе зависимости распределения напряжений в пере лопатки от ее габаритов и условий нагружения.

¹ Airbus A318/A319/A320/A321 Aircraft Maintenance Manual (AMM), 2022. 21 p.

² Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual (AMM), 2016. 1506 p.

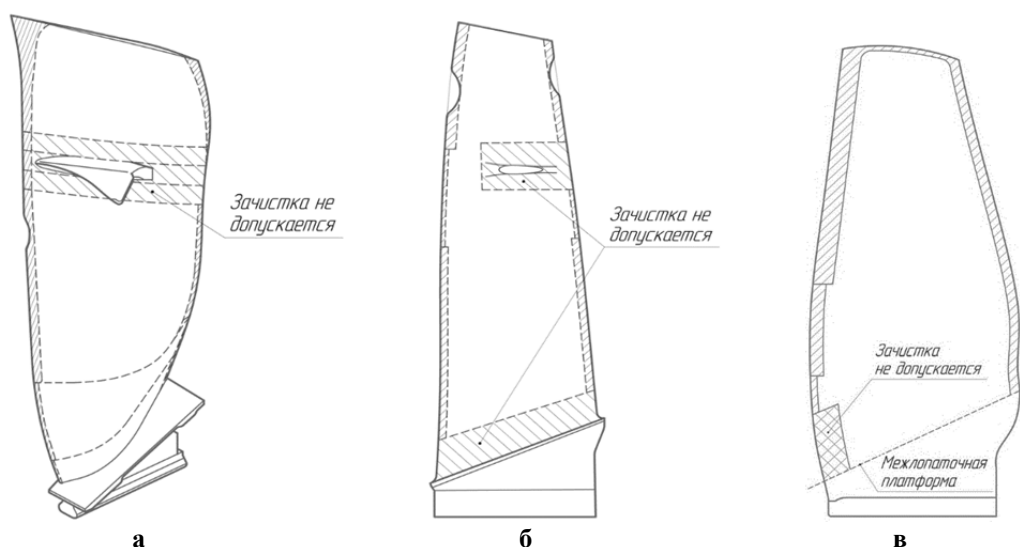


Рис. 1. Допускаемые зоны зачистки рабочей лопатки вентилятора:
а – CFM56-5A; б – ПС-90А; в – CFM56-7В
Fig. 1. CFM56-5A's (a), PS-90A's (b) and CFM56-7B (v) fan blade blend limits

Анализ нормируемых допусков и методов зачистки забоин на рабочих лопатках компрессора

Доминирующим видом повреждения среди ранее упомянутых для роторных лопаток компрессора являются забоины (56 % и более от общего количества повреждений АД [9]). По этой причине в эксплуатационно-технической документации выделяются отдельные разделы, посвященные нормам и технологическим процедурам по зачистке подобных повреждений рабочей лопатки.

Следует отметить, что согласно РТЭ большинства ТРДД на пере рабочей лопатки вентилятора выделяют зоны, в которых не допускается устранение повреждений, например для лопаток двигателей типа CFM56-5A¹, ПС-90А³ и CFM56-7В² (рис. 1).

Наибольшие ограничения накладываются на прикорневые сечения ввиду их высокой нагруженности и зону антивибрационной полки, в которой имеет место скачок напряжений. С учетом вышесказанного безопасная глубина зачистки обычно ступенчато увели-

чивается при движении от корневого к концевому сечению лопатки.

Анализ ограничений на зачистку забоин рабочих лопаток «бустерных» (подпорных) ступеней CFM Leap 1A (рис. 2) и ступеней КВД CFM56-7В (рис. 2) позволяет констатировать схожий принцип назначения зон и допустимой глубины зачистки. Однако с уменьшением размеров самой лопатки (длины пера, в частности) прослеживается постепенное увеличение прикорневой зоны ограничений.

На сегодняшний день наиболее распространенным материалом, применяемым для изготовления рабочих лопаток первых ступеней компрессоров и бустерных ступеней современных ТРДД с высокой степенью двухконтурности являются титановые сплавы [10] в силу оптимального сочетания механических и весовых характеристик.

Зачистка лопаток из металлических материалов нашла широкое применение как метод ремонта рабочей лопатки компрессора при техническом обслуживании. Процедура может быть осуществлена вручную с помощью напильников, абразивных брусков или наждачной бумаги⁴. Крупнозернистые абразивы

³ ПС-90А. Руководство по технической эксплуатации. ОАО «Аэрофлот», 2004. 1374 с.

⁴ RRJ-95. Руководство по технической эксплуатации. ЗАО «ГСС», 2017. 12 с.

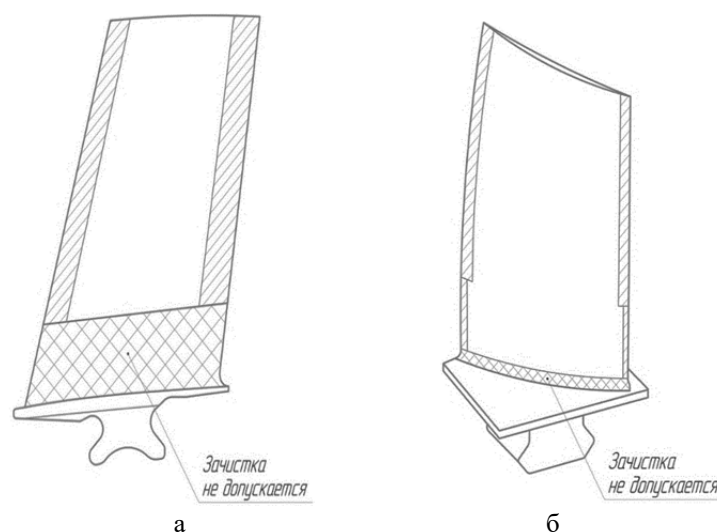


Рис. 2. Допускаемые зоны зачистки рабочей лопатки:
а – I бустерной ступени CFM Leap 1A; б – I ступени КВД CFM56-7B
Fig. 2. CFM Leap 1A's booster stage I (a) and CFM56-7B's HPC stage I (б) blade blend limits

или напильники могут быть использованы для быстрого удаления металла, но затем поверхность лопатки должна быть окончательно обработана мелкозернистыми абразивами. Кроме того, разработчиком допускается использование пневматической дрели с борфрезами (для крупных забоин).

При ремонте рабочих лопаток компрессора второй и последующих ступеней выполняется зачистка с использованием бороскопа и борфрез. Приоритет данному способу отдается по причине простоты как самого процесса восстановления, так и применяемого инструмента.

Однако несоблюдение требований процедуры зачистки ведет к снижению механических характеристик – в 11 % случаев при полировании или шлифовании возникает так называемый прижог (или ожог) [11]. Среди основных причин этого выделяют как свойства титана и сплавов на его основе (низкая теплопроводность, высокая прочность, высокий коэффициент трения), так и уровень квалификации исполнителя, поскольку несоблюдение требований, выносимых на первые строки процедур по механической зачистке, как правило, ведет к повреждению материала.

Оценка применимости системы прочностного анализа АРМ FEM, интегрированной в САПР «Компас 3D», и адекватности моделей

Оценка работоспособности рабочих лопаток базируется на прочностном критерии для моделей рассматриваемых лопаток. Средой трехмерного моделирования и проведения исследований выбрана система автоматизированного проектирования (САПР) «Компас 3D v21» с подключенным модулем прочностного анализа АРМ FEM, входящим в состав учебного варианта программного обеспечения.

В силу отсутствия возможности проведения в настоящий момент механических испытаний рассматриваемых лопаток для заключения о корректности принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватности использованы результаты сравнения расчетной оценки собственных частот колебаний рабочей лопатки компрессора в среде САПР и экспериментальной оценки с использованием резонансного метода на установке кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА.

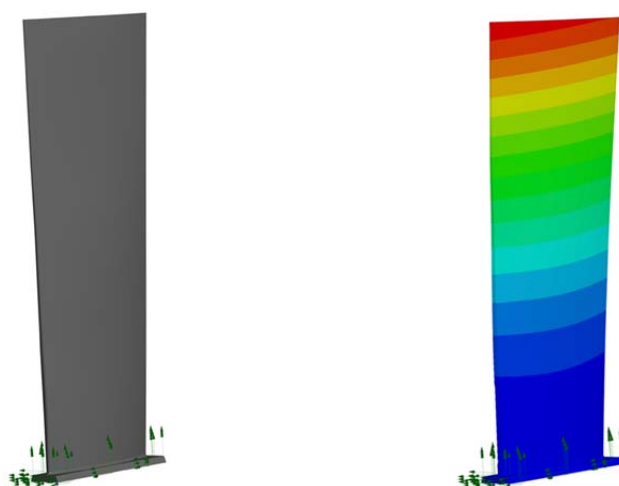


Рис. 3. Общий вид трехмерной модели рабочей лопатки компрессора ТВД НК-12 и перемещение точек пера, соответствующее первой изгибной форме колебаний (229 Гц)

Fig. 3. General view of NK-12 turboprop compressor blade and vane points displacement relevant for the first flexural waveform (229 Hz)

Разработана трехмерная модель рабочей лопатки третьей ступени компрессора ТВД НК-12 (рис. 3) из жаропрочной высоколегированной стали ЭИ961, и для нее экспериментально определена частота первой изгибной формы колебаний рабочей лопатки – 239 Гц, что схоже с экспериментальными результатами, полученными ранее другими авторами [12]. Величина частоты колебаний по первой изгибной форме, полученная с использованием компьютерного моделирования лопатки в рамках настоящей статьи (рис. 3), составила 229 Гц (синим цветом указаны минимальные перемещения, красным – максимальные).

Таким образом, относительная погрешность определения частоты первой изгибной формы колебаний с использованием разработанной модели лопатки по отношению к экспериментальным результатам не превышает 5 %. Это позволяет утверждать о корректности принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватности для выполняемых далее оценок их работоспособности.

Оценка влияния зачистки забоин на распределение напряжений в материале лопаток компрессора ТРДД

С целью теоретической оценки степени влияния зачистки на способность конструкции рабочей лопатки вентилятора воспринимать действующие статические нагрузки от центробежной силы разработана трехмерная (3D) модель, основные геометрические характеристики которой представлены на рис. 4.

При разработке модели учитывались особенности конструкции рабочих лопаток классических вентиляторов современных ТРДД [13]:

- длинные лопатки с малой относительной толщиной профиля;
- закрутка профиля пера лопатки по радиусу;
- применение титановых сплавов.

Для получения представления о характере распределения напряжений в рабочей лопатке компрессора в зависимости от ее размеров также разработаны трехмерные модели лопаток первой ступени бустера и КВД, геометрические характеристики которых приведены на рис. 5.

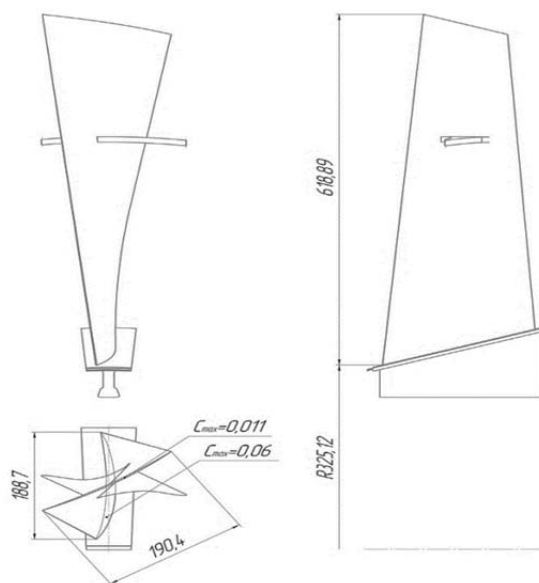


Рис. 4. Геометрические параметры моделируемой рабочей лопатки вентилятора
Fig. 4. Geometric parameters of modelled fan blade

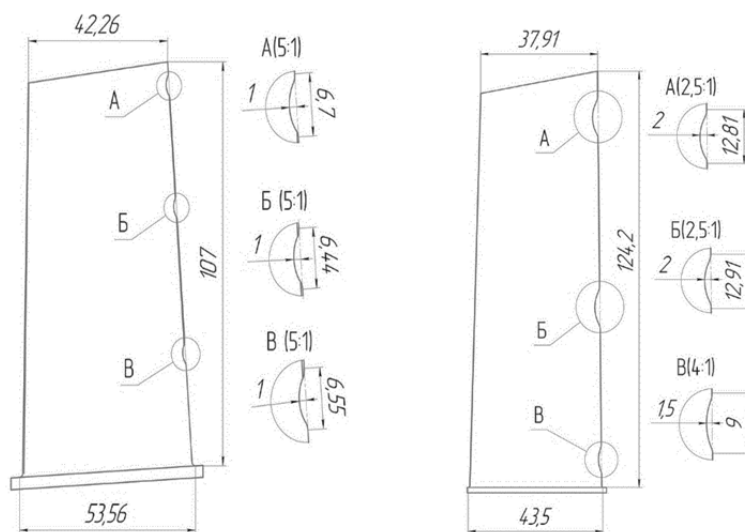


Рис. 5. Геометрические параметры моделируемых рабочих лопаток бустера (слева) и КВД (справа) и устраненных на них забоин
Fig. 5. Geometric parameters of modelled booster (left) and HPC (right) blades and eliminated dents

Одной из тенденций конструирования вентиляторов современных и перспективных ТРДД является разработка и применение широкохордных бесполочных титановых (монокристаллических) или композитных (полых) с титановыми накладками рабочих лопаток. Подобное конструкторское решение также представляет интерес, поэтому смоделирована монокристаллическая широкохордная металлическая лопатка (рис. 6).

Зачистка при устранении повреждений физически означает удаление материала лопатки, следовательно, уменьшение площади поперечного сечения, которая является одним из ключевых параметров при оценке статической прочности рабочей лопатки. Но при этом уменьшается и масса пера, что не позволяет априори утверждать о снижении коэффициента запаса прочности в ряде сечений, что и будет показано ниже.

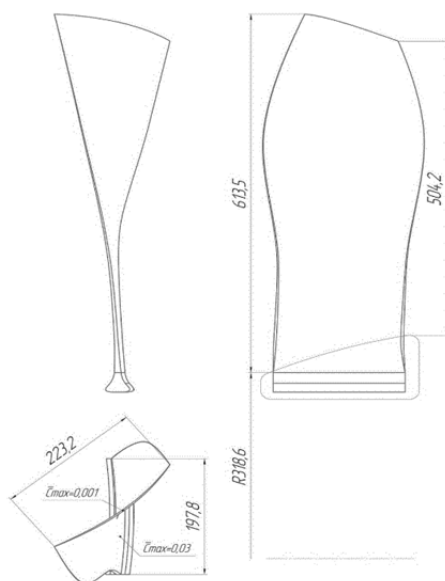


Рис. 6. Геометрические параметры моделируемой широкохордной рабочей лопатки вентилятора
Fig. 6. Geometric parameters of modelled wide chord fan blade

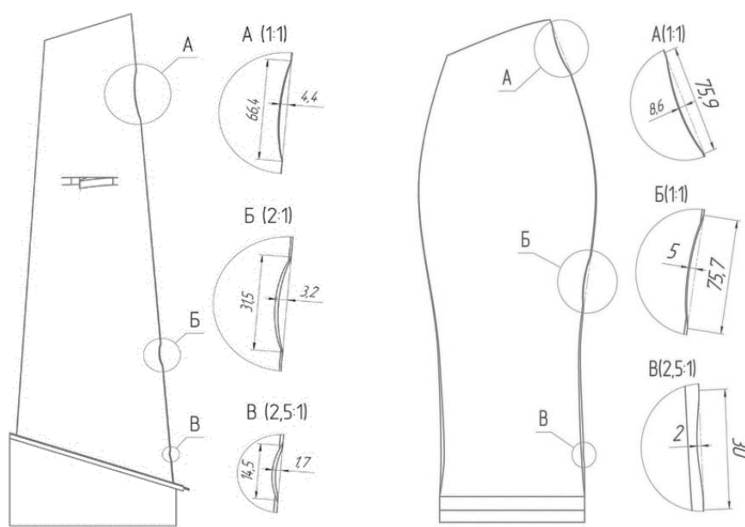


Рис. 7. Геометрические параметры зачищенных забоин пера рабочих лопаток вентилятора
Fig. 7. Geometric parameters of eliminated dents on the fan blades' airfoils

На входной кромке рабочей лопатки вентилятора смоделированы отсутствующие фрагменты как результат проведения технологической процедуры по зачистке забоин, которые в процессе эксплуатации образовались в трех зонах пера (рис. 7, слева): концевое сечение, среднее сечение и прикорневое сечение. Аналогичным образом созданы модели устраненных повреждений на входных кромках широкохордной рабочей лопатки

(рис. 7, справа) и рабочих лопатках подпорной ступени и ступени КВД (рис. 5).

Характеристики профилей лопаток соответствуют нормам, предъявляемым к аналогичному узлу конструкции ТРДД CFM56-5A (для классической лопатки вентилятора), CFM Leap 1A (для подпорной ступени) и CFM56-7B (для широкохордной лопатки вентилятора и ступени КВД).

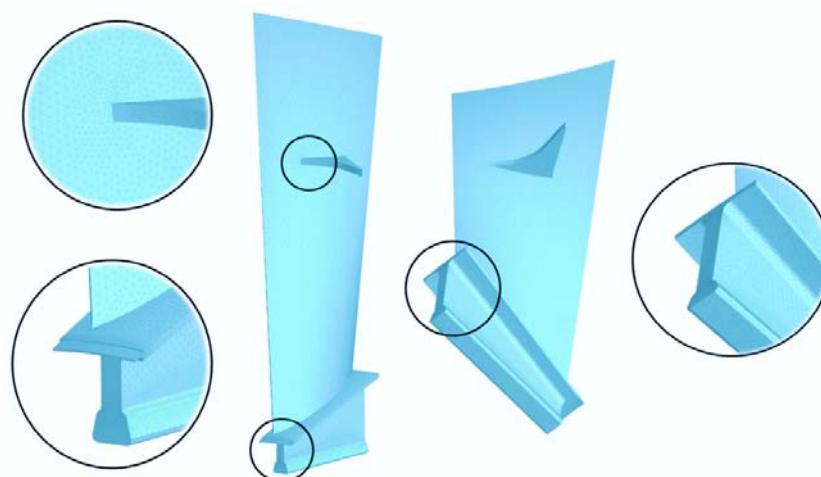


Рис. 8. Примеры фрагментов конечно-элементной сетки исследуемой рабочей лопатки вентилятора
Fig. 8. Examples of fragments of the designed fan-blade finite-element mesh

Используемая в исследовании расчетная схема предполагает, что рабочие лопатки зафиксированы в пазу диска по поверхностям хвостовика типа «ласточкин хвост». В центре масс лопаток прикладывается центробежная сила. Частота вращения ротора вентилятора на взлетном режиме составляет 4 600 об/мин, ротора высокого давления – 7 360 об/мин.

В качестве материала для моделируемых лопаток выбран титановый сплав ВТ8, химический состав и физические свойства которого регламентируются государственным стандартом⁵.

Следующим шагом стало разбиение и создание, в соответствии с принципами приближенного численного метода конечных элементов (МКЭ), сетки исследуемого тела, образованной множеством конечных элементов. При ручном счете задача сводится к непосредственному нахождению перемещений узлов конечных элементов, позволяющих определить возникающие напряжения [14].

Применение МКЭ в совокупности с электронными вычислительными машинами (ЭВМ) позволяет упростить реализацию данного метода и проводить многочисленные испытания объекта сложной конфигурации при различ-

ных видах нагружения за относительно короткий промежуток времени без необходимости в изготовлении и последующем разрушении реального дорогостоящего экземпляра узла, что особенно актуально для авиационной индустрии [15].

На рис. 8 в качестве примера представлена конечно-элементная сетка рабочей лопатки вентилятора, сформированная 120 808 элементами, имеющими в сумме 34 504 узла.

Важно отметить, что размер тетраэдра подбирается таким образом, чтобы он целиком помещался в наименьшей грани исследуемого объекта. Последующее уменьшение габаритов элемента, с одной стороны, ведет к повышению точности, а с другой – к увеличению времени обработки запроса, а значит, и требований к располагаемой производительности ЭВМ [16].

На соответствие полученных значений действительным также влияет количество узлов конечного элемента [17] (в частности, тетраэдра) – в рамках настоящего исследования выбран четырехузловой тетраэдр.

Распределение напряжений (по Мизесу) (Solid Von Mises (SVM, в Па)) по перьям лопаток, а также коэффициента запаса прочности (КЗП) для восстановленных лопаток вентилятора, бустера и КВД представлено на рис. 9–13. Стрелками указаны зоны максимальных напряжений. КЗП для исправных лопаток удовлетворяют диапазонам, в кото-

⁵ ГОСТ 19807-91. Титан и сплавы титановые деформируемые. Марки (с Изменением № 1). М.: Стандартинформ, 1992. 3 с.

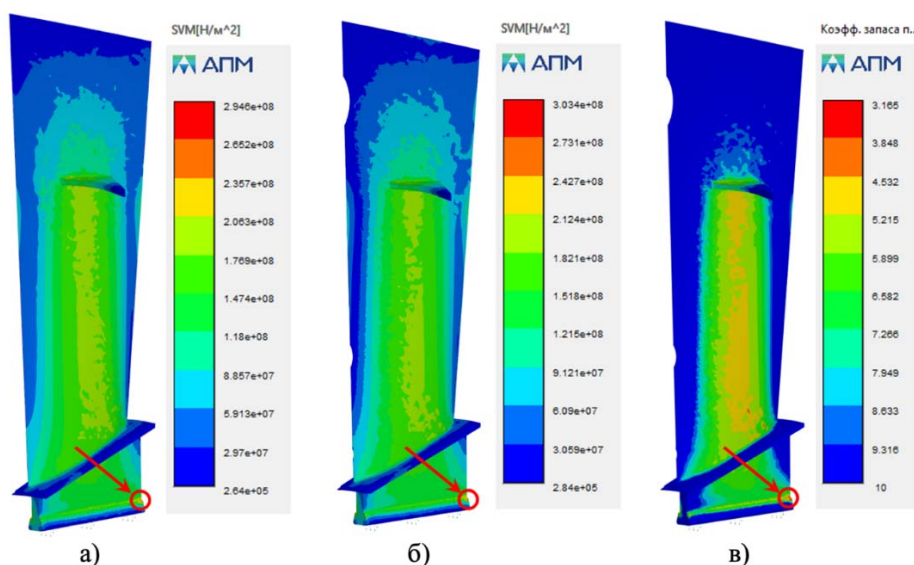


Рис. 9. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной рабочей лопатки вентилятора
Fig. 9. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the reworked fan blade

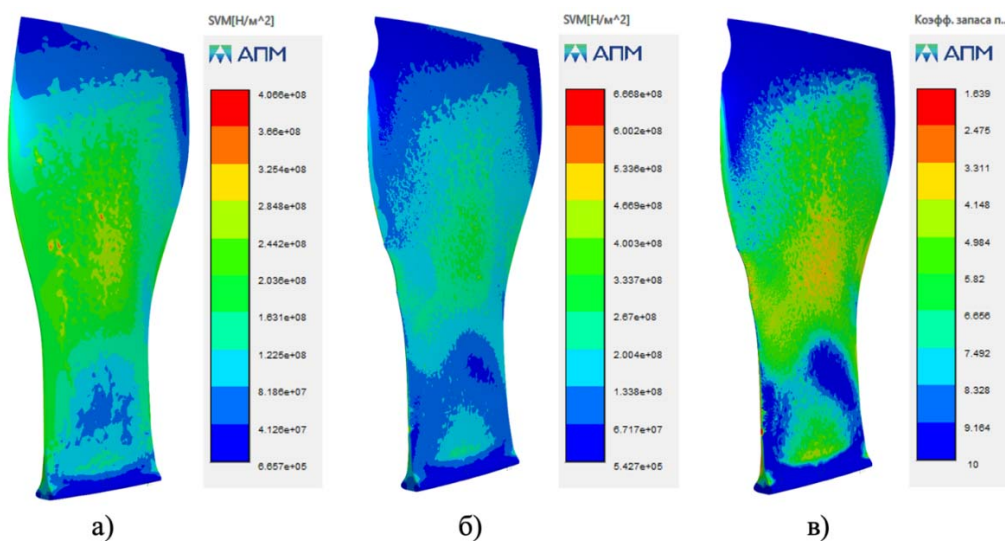


Рис. 10. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной широкохордной рабочей лопатки вентилятора (спинка профиля)

Fig. 10. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the serviceable reworked wide chord fan blade (suction side)

рых обеспечивается статическая и, как показывает опыт проектирования, динамическая прочность, поэтому расчет их конкретных значений в рамках данной статьи не приводится.

Анализ полученных результатов позволяет утверждать, что напряженно-деформи-

рованное состояние (НДС) смоделированных неповрежденных рабочих лопаток соответствует физическим представлениям [18, 19]: нагрузка на материал увеличивается от концевое сечения к корневому с характерным скачком в сечении с антивибрационной полкой (применительно к вентиляторной рабо-

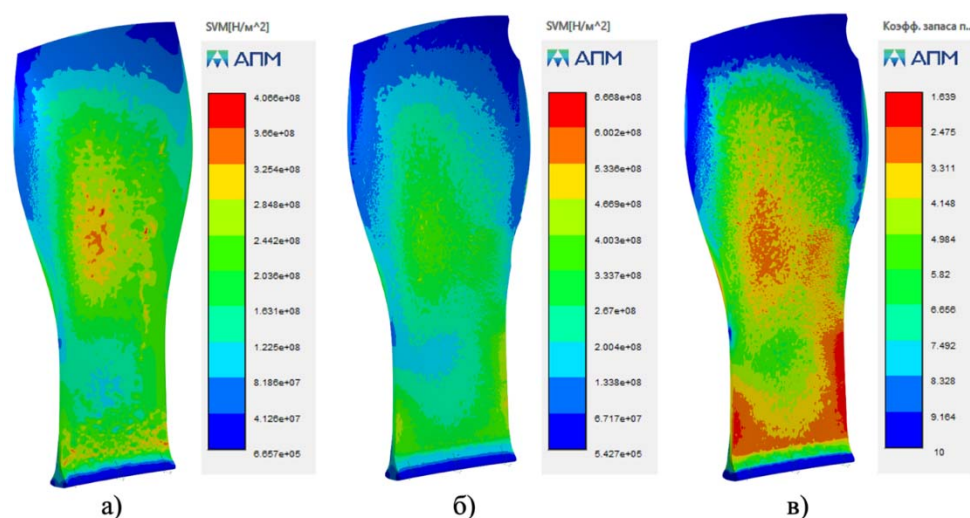


Рис. 11. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной широкохордной рабочей лопатки вентилятора (корытце профиля)

Fig. 11. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the serviceable reworked wide chord fan blade (pressure side)

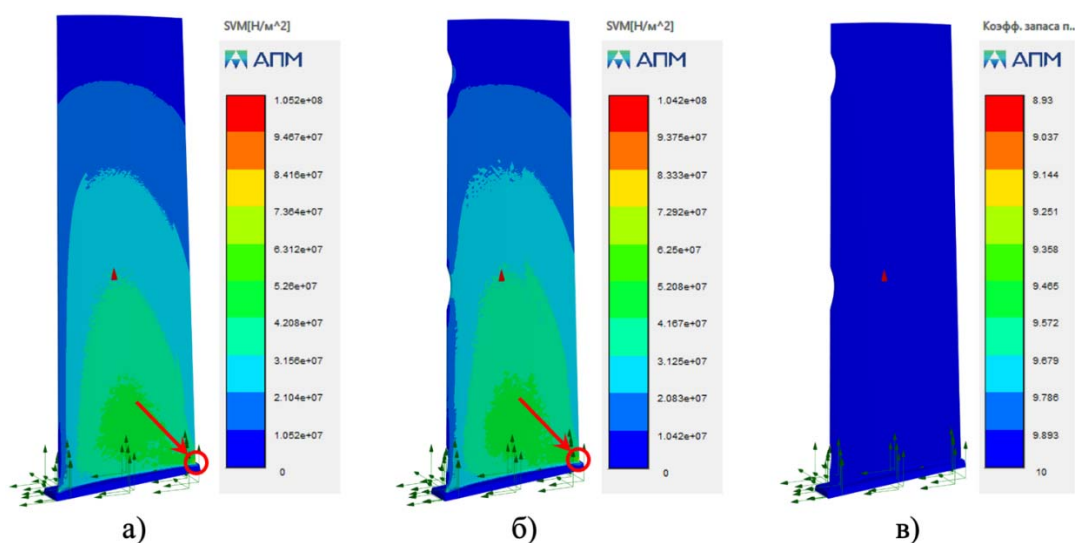


Рис. 12. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной рабочей лопатки КВД

Fig. 12. Stress distribution for intact blade (a), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the serviceable reworked HPC blade

чей лопатке), представляющей собой сосредоточенную массу.

Максимум напряжений локализован в районе соединения хвостовика с переходной частью (классическая рабочая лопатка вентилятора, рабочая лопатка бустера и рабочая лопатка КВД) или на корытце в прикорневых

сечениях пера (широкохордная рабочая лопатка вентилятора) и составляет 323 МПа для классической вентиляторной рабочей лопатки, 407 МПа для широкохордной вентиляторной рабочей лопатки, 56 МПа для бустерной рабочей лопатки и 105 МПа для рабочей лопатки КВД.

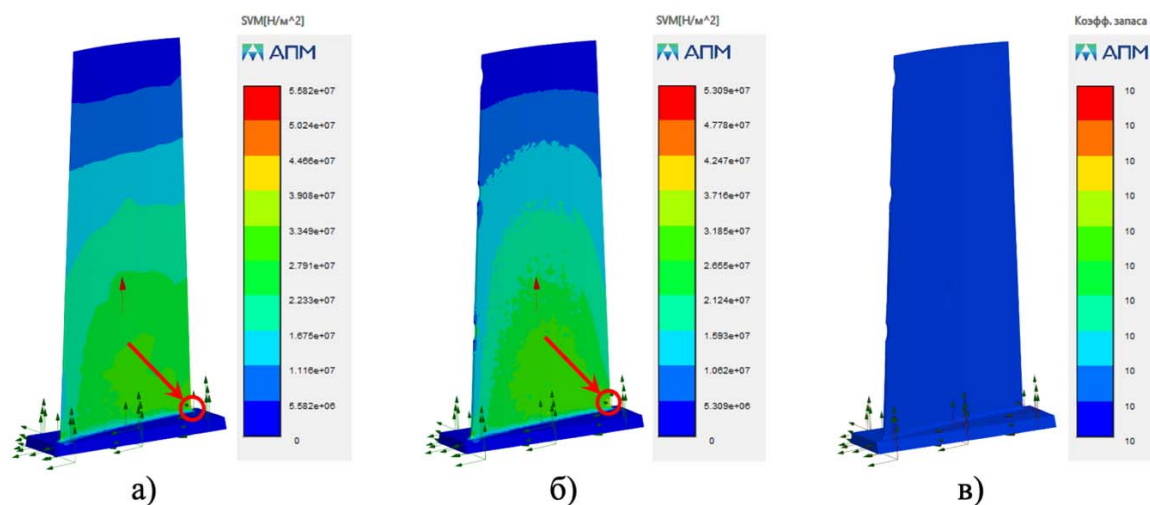


Рис. 13. Распределение напряжений для исправной рабочей лопатки (а), распределение напряжений (б) и коэффициента запаса прочности (в) для восстановленной рабочей лопатки бустера
Fig. 13. Stress distribution for intact blade (а), stress (б) and factor of safety (в) distribution for the reworked booster blade

Сравнение распределения напряжений для отремонтированных лопаток показывает, что с уменьшением длины пера происходит постепенный переход от увеличения напряжений (прирост до 4 % для классической вентиляторной и до 60 % для широкохордной) к их постепенному снижению (уменьшение до 1 и 4 % для КВД и бустерной соответственно). В то же время наряду с общим снижением напряжений наблюдается появление участков с большими значениями напряжений в зоне прикорневой забоины, что является неприемлемым. Это подтверждает наложение ограничений на проведение операций по частичному удалению материала, о которых ранее шла речь при анализе допусков на зачистку на лопатках с относительно малыми габаритами.

Минимальный коэффициент запаса прочности увеличивается с уменьшением размеров лопатки. При зачистке повреждений на широкохордной вентиляторной лопатке возникают существенные зоны локализации напряжений с большими значениями в зоне входной кромки прикорневых и средних сечений, что ведет к значительному снижению КЗП. Состояние нагружения бустерной лопатки является более благоприятным, чем у лопатки КВД, что объясняется меньшими

центробежными нагрузками. Минимальные КЗП составляют 3,17 для классической вентиляторной, 1,64 для широкохордной вентиляторной, 8,93 для КВД и более 10 для бустерной рабочей лопатки, что, исходя из опыта проектирования, является приемлемым в первом приближении [20].

Схожая картина распределения напряжений и КЗП в материале рабочих лопаток компрессоров ТРДД указывает на отсутствие критического ухудшения прочностных характеристик в сечениях пера лопатки при удалении в них материала в результате ремонта согласно нормативно-технической документации (НТД). Это может свидетельствовать о том, что на этапе проектирования разработчиком закладывается существенный запас на глубину зачистки, что обеспечивает работоспособность лопатки и безопасность эксплуатации узла даже при незначительном нарушении допусков, колеблющихся в диапазоне от 1 до 10 мм. По этой причине в современных РТЭ допускается незначительное отклонение от базовых допусков НТД на устранение повреждений при условии обязательной замены рабочей лопатки в течение назначенного (ограниченного) срока эксплуатации.

Заключение

В рамках статьи проанализированы статистика, причины и виды основных поврежденных рабочих лопаток компрессора ТРДД. Охарактеризованы способы их устранения в процессе эксплуатации в соответствии с действующей технической документацией.

Разработаны трехмерные модели титановых рабочих лопаток вентилятора (классических и широкохордных), бустера и КВД ТРДД с учетом особенностей конструкции современных АД. Смоделированы зачищенные забоины, соответствующие требованиям ЭТД.

С применением САПР «Компас 3D» и модуля прочностного анализа АРМ FEM методом конечных элементов выполнен прочностной расчет для исправных и отремонтированных лопаток. Корректность принципов, параметров построения моделей лопаток и их адекватность подтверждена расчетной оценкой собственных частот колебаний рабочей лопатки компрессора в среде САПР и экспериментальной оценкой с использованием резонансного метода.

Анализ полученных результатов дает основание утверждать, что устранение повреждений в виде забоин согласно НТД не оказывает существенного влияния на прочностные характеристики классических вентиляторных, бустерных и рабочих лопаток первой ступени КВД, однако с уменьшением размеров лопатки, а также в широкохордных рабочих лопатках вентилятора вызывает появление существенных участков с максимальными напряжениями при наличии и устранении повреждений в прикорневых зонах, что в соответствии с критерием Гриффитса при подводе достаточной энергии может привести к развитию трещины (усталостной) и требует особого внимания в эксплуатации.

Хотя широкохордные лопатки вентиляторов улучшают газодинамические и тяговые характеристики ТРДД, они более чувствительны в силу особенностей формы пера к повреждениям пера и характеристикам процедур устранения повреждений, что следует

учитывать при оценке работоспособности и организации обслуживания вентиляторов, оснащенных такими лопатками.

Список литературы

1. **Mishra R.K.** The trend of bypass ratio in aero engines: An overview // Journal of Aerospace Sciences and Technologies. 2022. Vol. 74, no. 2. Pp. 79–89. DOI: 10.61653/joast.v74i2.2022.26
2. **Житомирский Г.И.** Конструкция самолетов: учебник для вузов. 6-е изд. М.: Инновационное машиностроение, 2021. 416 с.
3. **Комов А.А., Белоусов Г.Г.** Основные закономерности повреждения лопаток компрессоров авиационных ГТД посторонними предметами // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 134. С. 25–34.
4. **Дроздова О.Е., Олимов Б.В., Фейгенбаум Ю.М.** Статистический анализ эксплуатационных данных о повреждениях воздушных судов при столкновении с птицами // Научный Вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 18. С. 27–36.
5. **Шорр Б.Ф.** Математическое моделирование процесса соударения дрона с вентилятором ТРДД / Б.Ф. Шорр, А.Д. Бортников, В.С. Мацаренко, И.И. Иванов // Авиационные двигатели. 2022. № 4 (17). С. 3–10. DOI: 10.54349/26586061_2022_4_03
6. **Струков С.Ю., Карпенко О.Н.** Напряженно-деформированное состояние и коэффициент интенсивности напряжений поврежденных лопаток компрессоров газотурбинных двигателей воздушных судов государственной авиации // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2017. № 1. С. 183–192.
7. **Нихамкин Н.Ш., Любчик О.Л.** Теоретические коэффициенты концентрации напряжений в полых лопатках вентилятора с повреждениями // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2012. № 32. С. 25–35.
8. **Гусев Ю.А.** Анализ напряженно-деформированного и динамического состояния широкохордной лопатки вентилятора ТРДД / Ю.А. Гусев, Ф.Ф. Сиренко, Н. Бабиито,

В.В. Бойко // Вестник двигателестроения. 2010. № 2. С. 109–113.

9. **Чичков Б.А., Заяц М.А.** Статистический анализ повреждаемости рабочих лопаток компрессоров двухконтурных турбореактивных двигателей // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 1. С. 174–184. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-174-184

10. **Liu C.** Jet engine blade: Design, material, and manufacturing // Theoretical and Natural Science. 2023. Vol. 14. Pp. 42–46. DOI: 10.54254/2753-8818/14/20240876

11. **Кочаров Э.А., Самойленко В.М., Олешко В.С.** О прижогах лопаток из титановых сплавов компрессоров газотурбинных двигателей и их контроле измерением работы выхода электрона // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 173. С. 125–129.

12. **Грицин А.В.** Исследование и нормирование допустимых забоин на рабочих лопатках компрессора на примере двигателя НК-12 / А.В. Грицин, Е.П. Кочеров, А.П. Ремпель, В.А. Самойлов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3-3 (19). С. 221–229.

13. **Zhang X.** (2024). Mechanical response analysis of the wide-chord hollow fan blade considering the fluid-structure interaction / X. Zhang, X. Wang, G. Li, Y. Zhang, G. Zhang // *Frontiers Energy Research*. 2024. Vol. 11. Pp. 1–12. DOI: 10.3389/fenrg.2023.1322343

14. **Скворцов Ю.В., Глушков С.В.** Анализ прочности элементов авиационных конструкций с помощью CAE-системы MSC.Patran-Nastran: интерактивное мультимедийное пособие в системе дистанционного обучения «Moodle». Самара: Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева, 2012. 425 с.

15. **Смоленцев Н.А.** Разработка методики проведения цифровых прочностных испытаний конструкции летательного аппарата при многофакторном нагружении / Н.А. Смоленцев, К.С. Самсонов, П.А. Блинов, В.С. Медведь // *Тепловые процессы в технике*. 2023. Т. 15, № 1. С. 31–38. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38

16. **Shaowu Y.H., Roshan J.V., Jeff W.C.F.** Design and analysis of multifidelity finite ele-

ment simulations [Электронный ресурс] // *Journal of Mechanical Design*. 2023. Vol. 145, iss. 6. ID: 061703. DOI: 10.1115/1.4056874 (дата обращения: 10.06.2025).

17. **Babawuya A.** Effect of number of node on the deflection of a simply supported beam using finite element analysis / A. Babawuya, E.B. Samuel, K.P. Mu'ar, O.J. Okegbile, J. Joshua, A.O. Frederick // *Journal of Engineering Research and Development*. 2021. Vol. 4, iss. 1. Pp. 31–37.

18. **Вьюнов С.А., Гусев Ю.И., Карпов А.В. и др.** Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. Д.В. Хромина. М.: Машиностроение, 1989. 368 с.

19. **Лозицкий Л.П., Ветров А.Н., Дорошко С.М. и др.** Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. М.: Воздушный транспорт, 1992. 534 с.

20. **Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л.** Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.

References

1. **Mishra, R.K.** (2022). The trend of bypass ratio in aero engines: An overview. *Journal of Aerospace Sciences and Technologies*, vol. 74, no. 2, pp. 79–89. DOI: 10.61653/joast.v74i2.2022.26

2. **Zhitomirsky, G.I.** (2021). Aircraft construction. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 406 p. (in Russian)

3. **Komov, A.A., Belousov, G.G.** (2008). Basic laws of the compressor blades damage of aviation turbine engine from outside matter. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, pp. 25–34. (in Russian)

4. **Drozdova, O.E., Olimov, B.V., Feygenbaum, Yu.M.** (2017). Statistical analysis of exploitation data about failures of aircrafts in collision with birds. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 18, pp. 27–36 (in Russian)

5. **Shorr, B.F., Bortnikov, A.D., Matsarenko, V.S., Ivanov, I.I.** (2022). Mathematical modeling of the drone's collision with a fan

of a turbofan engine. *Aviation engines*, no. 4 (17), pp. 3–10. DOI: 10.54349/26586061_2022_4_03 (in Russian)

6. **Strukov, S.U., Karpenko, O.N.** (2017). The stress-strain state and the coefficient the stress intensity of the damaged blades compressors of gas turbine engines of aircrafts of the state aircraft. *Vozdushno-kosmicheskiye sily. Teoriya i praktika*, no. 1, pp. 183–192. (in Russian)

7. **Nikhamkin, M.Sh., Lyubchik, O.L.** (2012). Theoretical stress concentration factor in jet engine hollow fan blades with damages. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, no. 32, pp. 25–35. (in Russian)

8. **Gusev, Yu.A., Sirenko, F.F., Babii-to, N., Boiko, V.V.** (2010). Analysis of the stress-strain and dynamic state of turbofan broad-chord fan blade. *Vestnik dvigatelestroyeniya*, no. 2, pp. 109–113 (in Russian)

9. **Chichkov, B.A., Zajats, M.A.** (2018). Statistical analysis of damageability of the bypass engines compressor blades. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 1, pp. 174–184 DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-174-184 (in Russian)

10. **Liu, C.** (2023). Jet engine blade: Design, material, and manufacturing. *Theoretical and Natural Science*, vol. 14, pp. 42–46. DOI: 10.54254/2753-8818/14/20240876

11. **Kocharov, E.A., Samoylenko, V.M., Oleshko, V.S.** (2011). About burns compressor blade from titanium alloys of gas turbine engine and their control measurement of electron work function. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 173, pp. 125–129 (in Russian)

12. **Gritsin, A.V., Kocherov, E.P., Rempel, A.P., Samoylov, V.A.** (2009). Research and rationing admissible nick on working blades of the compressor for engine NK-12 example. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, no. 3-3 (19), pp. 221–229. (in Russian)

13. **Zhang, X., Wang, X., Li, G., Zhang, Y., Zhang, G.** (2024). Mechanical response analysis

of the wide-chord hollow fan blade considering the fluid–structure interaction. *Frontiers Energy Research*, vol. 11, pp. 1–12. DOI: 10.3389/fenrg.2023.1322343

14. **Skvorcov, Yu.V., Glushkov, S.V.** (2012). Analysis of the strength of aircraft structure elements using the MSC. Patran-Nastran CAE system: interactive multimedia tutorial in the Moodle distance learning system. Samara: Minobrnauki Rossii, Samarskiy gosudarstvennyy aerokosmicheskii universitet im. S.P. Koroleva, 425 p. (in Russian)

15. **Smolentsev, N.A., Samsonov, K.S., Blinov, P.A., Medved, V.S.** (2023). Digital strength tests conducting technique developing for spacecraft at multifactor. *Thermal Processes in Engineering*, vol. 15, no. 1, pp. 31–38. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-1-31-38 (in Russian)

16. **Shaowu, Y.H., Roshan, J.V., Jeff, W.C.F.** (2023). Design and analysis of multifidelity finite element simulations. *Journal of Mechanical Design*, vol. 145, issue 6, ID: 061703. DOI: 10.1115/1.4056874 (accessed: 10.06.2025).

17. **Babawuya, A., Samuel, E.B., Mu'ar, K.P., Okegbile, O.J., Joshua, J., Frederick, A.O.** (2021). Effect of number of node on the deflection of a simply supported beam using finite element analysis. *Journal of Engineering Research and Development*, vol. 4, issue 1, pp. 31–37.

18. **Vyunov, S.A., Gusev, Yu.I., Karpov, A.V. et al.** (1989). Construction and design of aviation gas turbine engines, in Chronin D.V. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

19. **Lozitskiy, L.P., Vetrov, A.N., Doroshko, S.M. et al.** (1992). Construction and Strength of Aviation Gas Turbine Engines. Moscow: Vozdushnyy transport, 534 p. (in Russian)

20. **Inozemtsev, A.A., Sandratskiy, V.L.** (2006). Gas turbine engines. Permian: OAO “Aviadvigatel”, 1204 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Любушкин Егор Романович, студент МГТУ ГА, e.lyubushkin350@gmail.com.

Чичков Борис Анатольевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, b.chichkov@mstuca.ru.

Information about the authors

Egor R. Lyubushkin, student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.lyubushkin350@gmail.com.

Boris A. Chichkov, Doctor of Technical Science, Professor, Professor of the Chair of AircraftEngine Engineering, Moscow State Technical University of Civil Aviation, b.chichkov@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	20.08.2025	Received	20.08.2025
Одобрена после рецензирования	11.11.2025	Approved after reviewing	11.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 533.6.08

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-76-92

Обнаружение вихревого следа за самолетом по скосам воздушного потока с помощью градиентных методов оптимизации

А.А. Кривошапов¹

¹*Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

Аннотация: В работе рассматривается задача автоматического обнаружения устойчивого вихревого следа за крылатыми летательными аппаратами с использованием измерений векторов скоса воздушного потока. Предлагается методический подход, обеспечивающий возможность эффективного применения градиентных методов оптимизации при решении данной задачи. Для сглаживания целевой функции разработана модификация классической модели вихря Рэнкина. Вводятся ограничения, которые существенно сокращают пространство поиска и устраняют проблему периодичности. Отдельно показано, что исключение данных с низким уровнем скоса позволяет получить унимодальную целевую функцию и тем самым повысить надежность поиска. Проведенные эксперименты в аэродинамической трубе подтвердили эффективность предложенного алгоритма: во всех тестовых случаях было успешно зафиксировано наличие спутного вихревого следа при различных конфигурациях крыла. Полученные результаты могут быть использованы для повышения топливной эффективности при групповом полете и для разработки бортовых систем мониторинга вихревых структур.

Ключевые слова: обнаружение вихревых структур, спутный след, датчики скоса воздушного потока, топливная эффективность, групповой полет.

Для цитирования: Кривошапов А.А. Обнаружение вихревого следа за самолетом по скосам воздушного потока с помощью градиентных методов оптимизации // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 76–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-76-92

Aircraft vortex wake detection based on airflow skew data using gradient optimization methods

A.A. Krivoschapov¹

¹*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

Abstract: This paper studies the problem of automatic detection of stable vortex wake generated by fixed-wing aircraft using airflow skew vectors measurements. A methodological approach is proposed that enables the effective application of gradient optimization methods to solve this problem. To smooth the objective function, a modification of the classical Rankine vortex model is developed. Constraints are introduced that significantly reduce the search space and eliminate the periodicity problem. It is further demonstrated that excluding data with low skew levels allows to obtain a unimodal objective function, thereby increasing the reliability of the search. Experiments conducted in a wind tunnel confirmed the effectiveness of the proposed algorithm: in all

test scenarios the presence of a vortex wake was successfully detected for various wing configurations. The obtained results can be used to improve fuel efficiency in formation flight and for the development of onboard monitoring systems for vortex structures.

Keywords: vortex wake detection, wake turbulence, airflow skew sensors, fuel efficiency, formation flight.

For citation: Krivoschapov, A.A. (2026). Aircraft vortex wake detection based on airflow skew data using gradient optimization methods. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 29, no. 2, pp. 76–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-76-92

Введение

Ключевым показателем, определяющим возможности авиационной транспортной системы, является топливная эффективность летательных аппаратов. Одним из перспективных направлений в области ее повышения является использование группового полета [1–3]. Примечательно, что аналогичный принцип рекуперации энергии возник эволюционно в природе и существует уже миллионы лет. Так, многие птицы используют построение клином или пеленгом во время длительных перелетов, чтобы минимизировать свои энергозатраты [4, 5].

Вихревая структура, формирующаяся за летательным аппаратом (ЛА) – генератором [6–8], традиционно рассматривается как источник потерь энергии для него. Однако индуктивное сопротивление ЛА, движущегося позади, может быть снижено за счет дополнительного скоса воздушного потока, индуцированного таким вихревым следом [9]. Это приводит к снижению потребной тяги силовой установки [10] и, как следствие, расхода топлива. Анализ результатов исследований в летных экспериментах на самолетах Do-28 [11], T-38 [12], F/A-18 [13], C-17 [14], C-20A [15] подтверждает это на практике и показывает, что средняя величина экономии топлива составляет 7–18 %. Результатом проекта Fello'fly^{1,2}, закончившегося в 2021 году,

стала демонстрация возможности снижения расхода топлива самолета A-350 на 5–10 % на дальнемагистральных рейсах с использованием концепции полета под воздействием следа Wake Energy Retrieval (WER). Проект GESE, действующий до 2026 года в рамках программы SESAR 3 и направленный на дальнейшее развитие концепции WER, объединил вокруг себя множество крупнейших партнеров.

Моделирование полета пары самолетов, выполненное в [16], было направлено на исследование активной и пассивной стратегий движения в спутном следе. В первом случае самолет двигался с привязкой к координатам ведущего (пассивная стратегия), а во втором – с привязкой к вихревому следу (активная стратегия). Это исследование показало, что активная стратегия полета дает существенное снижение показателя тяги по сравнению с пассивной. При таком пилотировании возникают дополнительные силы и моменты, повышающие нагрузку на экипаж/оператора ЛА [17]. Возникает риск опасного сближения с ядром одного из вихрей, при котором возможностей органов управления может не хватать для компенсации момента крена [18–20].

Слишком большое удаление, продиктованное исключением попадания в вихревой след [21, 22], нивелирует положительную интерференцию летательного аппарата с ним. Возникает компромисс между обеспечением безопасности и повышением топливной эффективности полета ЛА в поле скосов воздушного потока, разрешение которого требует определения пространственного положе-

¹ Airbus y sus socios demuestran que volar en grupo puede ahorrar combustible a las aerolíneas y reducir las emisiones de CO2 [Электронный ресурс] // Airbus. 2021. URL: <https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2021-11-airbus-and-its-partners-demonstrate-how-sharing-the-skies-can-save> (дата обращения: 22.07.2025).

² Airbus and its partners demonstrate how sharing the skies can save airlines fuel and reduce CO2 emissions [Электронный ресурс] // Airbus. 2021. URL:

<https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2021-11-airbus-and-its-partners-demonstrate-how-sharing-the-skies-can-save> (дата обращения: 22.07.2025).

ния вихревого следа, индуцирующего этот скол.

Актуальность данной задачи подтверждается растущим числом публикаций, в которых для обнаружения вихревых структур предлагаются алгоритмы, использующие следующие данные: измерения датчиками скола воздушного потока [23–25], показания приемников воздушного давления [26], регистрации возмущений траектории полета при директорном режиме управления [27, 28], измерения поперечных компонентов скорости воздушного потока с помощью лидаров [29] и пассивных оптических измерителей [30].

Автоматическое обнаружение вихревых структур может быть реализовано посредством поиска минимума целевой функции (ЦФ), характеризующей отличия между модельным и измеренным набором векторов скола воздушного потока, с помощью методов оптимизации. Построение математических моделей основывается на обобщении экспериментальных данных и наборов допущений, что в сочетании с неизбежными погрешностями измерений приводит к отличиям между расчетными и реальными течениями. Вследствие этого задача идентификации вихревых образований сводится не к точному совпадению модельных и натуральных данных, а к нахождению такой конфигурации параметров модели, при которой достигается наилучшее согласование. Для использования в бортовых системах особенно интересны привлекаемые своим быстрым действием градиентные методы оптимизации. Например,

$$d(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}}) = \frac{\sqrt{(v_{\text{изм}} - v_{\text{мод}})^2 + (w_{\text{изм}} - w_{\text{мод}})^2}}{\|\vec{W}_{\text{изм}}\| + \|\vec{W}_{\text{мод}}\|}, \theta(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}}) = 0,5 \left(1 - \frac{v_{\text{изм}} w_{\text{мод}} + v_{\text{мод}} w_{\text{изм}}}{\|\vec{W}_{\text{изм}}\| \cdot \|\vec{W}_{\text{мод}}\|}\right),$$

$$f(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}}) = \sum_1^n (c_i d(\vec{W}_{\text{изм}_i}, \vec{W}_{\text{мод}_i}) + C_i \theta(\vec{W}_{\text{изм}_i}, \vec{W}_{\text{мод}_i})), \quad (1)$$

где c_i, C_i – весовые коэффициенты.

Целевая функция (1) не определена в точках измерений и требует введения ограничений в них, а модель точечного вихря не учитывает изменение структуры течения внутри ядер вихрей в составе спутного следа за самолетом. Поэтому предлагается исключить

в [31] приведены результаты численных экспериментов по обнаружению плоской конфигурации точечных вихрей, вихря Рэнкина и диполя Чаплыгина – Ламба модифицированным методом градиентного спуска Нестерова. В качестве модельного используется набор из нескольких точечных вихрей. Разработанный автором [31] алгоритм продемонстрировал эффективную сходимость в областях, где линии тока тестового и модельного случая топологически эквивалентны.

В настоящей статье изложена постановка задачи автоматического обнаружения вихревых структур по измерениям компонентов скорости воздушного потока, позволяющая использовать градиентные методы оптимизации для вычисления положения вихревого следа за крылатым летательным аппаратом. Целью исследования является оценка работоспособности полученного алгоритма в условиях валидационного тестового случая, основанного на эксперименте в аэродинамической трубе (АДТ) [32].

Методы и методология исследования

В качестве целевой функции $f(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}})$ в работе [31] предложена взвешенная сумма нормированных разностей длин векторов $d(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}})$, а также направлений $\theta(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}})$ измеренного и модельного сколов воздушного потока

составляющую направлений $\theta(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}})$ из критерия оптимизации, а в качестве модельного течения использовать модификацию вихря Рэнкина (рис. 1):

$$f(\vec{W}_{\text{изм}}, \vec{W}_{\text{мод}}) = \frac{\sum_1^n d(\vec{W}_{\text{изм}_i}, \vec{W}_{\text{мод}_i})}{n}, \quad (2)$$

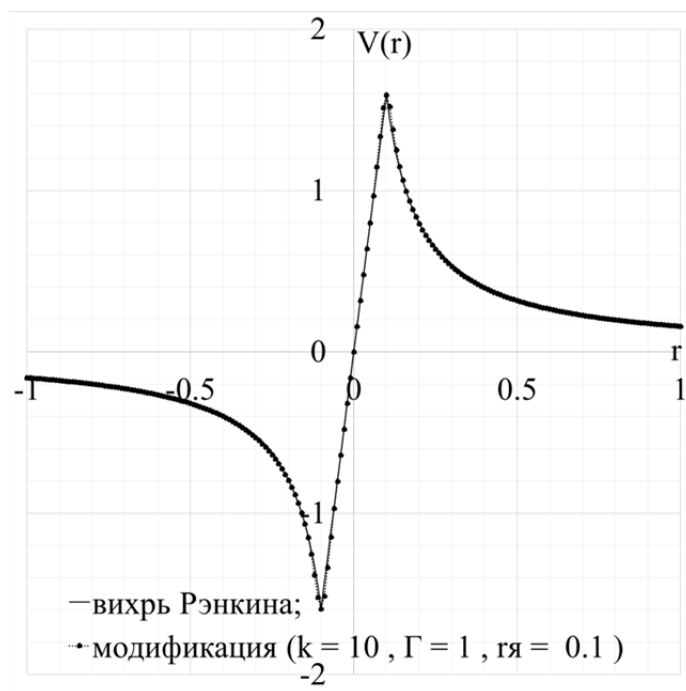


Рис. 1. Вихрь Рэнкина и предлагаемая модификация
Fig. 1. Rankine vortex and the proposed modification

$$W_{\text{мод}} = \begin{cases} r = \sqrt{(y - y_0)^2 + (z - z_0)^2}, \\ k_{r_{\text{я}}} = \frac{1}{1 + e^{k^2(r - r_{\text{я}})}}, \\ k_r = \frac{1}{1 + e^{k^2(r_{\text{я}} - r)}}, \\ r_{\text{мод}} = k_r r + k_{r_{\text{я}}} r_{\text{я}}, \\ v = \frac{\Gamma (z - z_0)}{2\pi r_{\text{мод}}^2}, \\ w = -\frac{\Gamma (y - y_0)}{2\pi r_{\text{мод}}^2}, \end{cases} \quad (3)$$

где n – число измерений; $r_{\text{я}}$ – радиус ядра вихря; $k = 10 \dots 13$ – коэффициент резкости перехода между режимами течения внутри и снаружи ядра. Функции $k_{r_{\text{я}}}$ и k_r сглаживают переход между режимами течения в вихре. Такие функции применяются, например, для описания сложного поведения аэродинамических характеристик (АДХ) в [33, 34]. Полученная модель (3) позволяет сильно приблизиться к вихрю Рэнкина, а значит, учесть особенности изменения структуры течения вблизи ядра, но при этом дифференцируема в месте перехода.

В рамках работы предлагается ряд практических соображений, сужающих простран-

ство поиска. Рассматривается обнаружение стационарного по времени вихревого следа за самолетом с известными массогабаритными показателями в режиме полета, близком к прямолинейному установившемуся горизонтальному. Сформированный вихревой след в таком случае представляет собой пару вихрей противоположного вращения (рис. 2). Абсолютная величина циркуляции каждого из них оценивается по формуле Жуковского, а направление вращения вихрей задается согласно механизму создания подъемной силы – по часовой стрелке для вихря за левой консолью крыла и против часовой за правой. Радиус ядер вихрей в качестве упрощения предполагается известным.

Для исключения локальных минимумов (периодичности) целевой функции угол между горизонталью и прямой, проходящей через центры вихрей (γ_v), и расстояние между ними (l_v) предлагается ограничить. Полет самолета на максимальную дальность происходит с небольшими углами крена. Поэтому логично считать, что γ_v и l_v не могут существенно изменяться в результате внешних воздействий, что позволяет еще сильнее су-

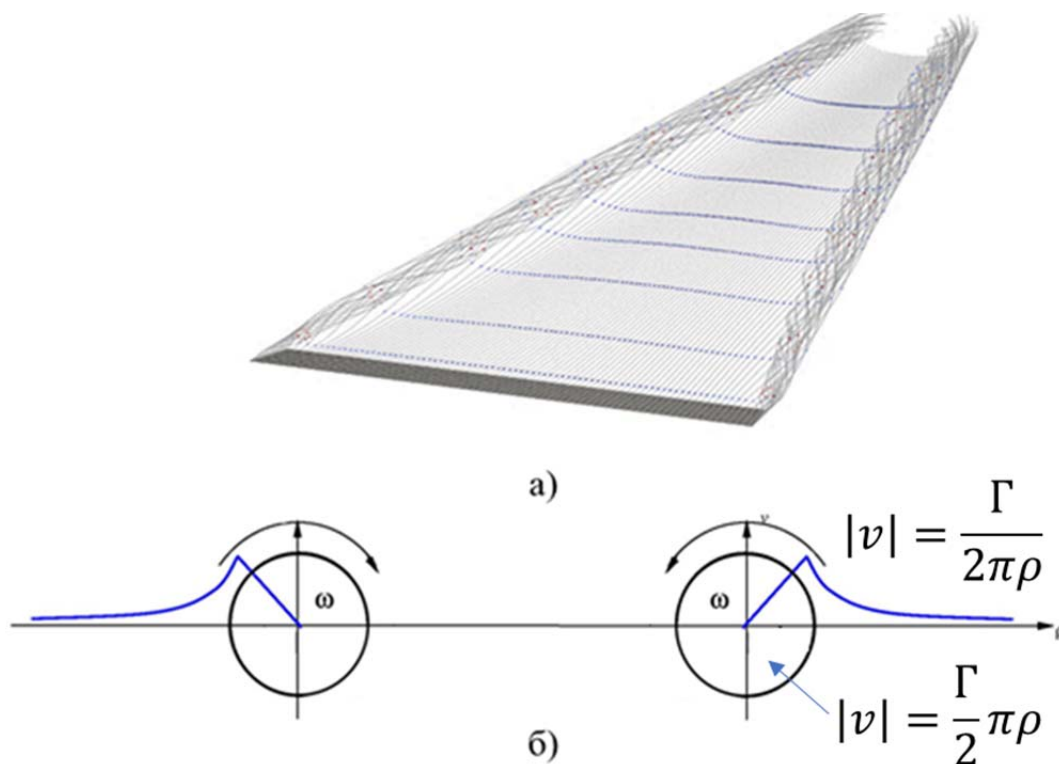


Рис. 2. Вихревой след: а – за крылом; б – модельный случай
Fig. 2. Vortex wake: а – behind a wing; б – model

зять пространство поиска и ускорить процесс вычисления.

Математическая формулировка задачи:

$$\min f(X),$$

где $X = [y_{1a}, z_{1a}, y_{2a}, z_{2a}]$ – искомые координаты центров вихрей в скоростной системе координат самолета-генератора (1 – левый, 2 – правый).

Поле ограничений:

$$\begin{cases} l_v^{\min} \leq \sqrt{(y_{1a} - y_{2a})^2 + (z_1 - z_2)^2} \leq l_v^{\max}; \\ \tan(\gamma_v^{\min}) \leq \frac{(y_{2a} - y_{1a})}{(z_{2a} - z_{1a})} \leq \tan(\gamma_v^{\max}). \end{cases} \quad (4)$$

Модельный снос воздушного потока:

$$\vec{W}_{\text{мод}}(X) = \vec{W}_{\text{мод}}^1(y_{1a}, z_{1a}) + \vec{W}_{\text{мод}}^2(y_{2a}, z_{2a}). \quad (5)$$

Целевая функция:

$$f(X) = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\sqrt{(v_{\text{изм}i} - v_{\text{мод}i}(X))^2 + (w_{\text{изм}i} - w_{\text{мод}i}(X))^2}}{\|\vec{W}_{\text{изм}i}(X)\| + \|\vec{W}_{\text{мод}i}(X)\|} \right). \quad (6)$$

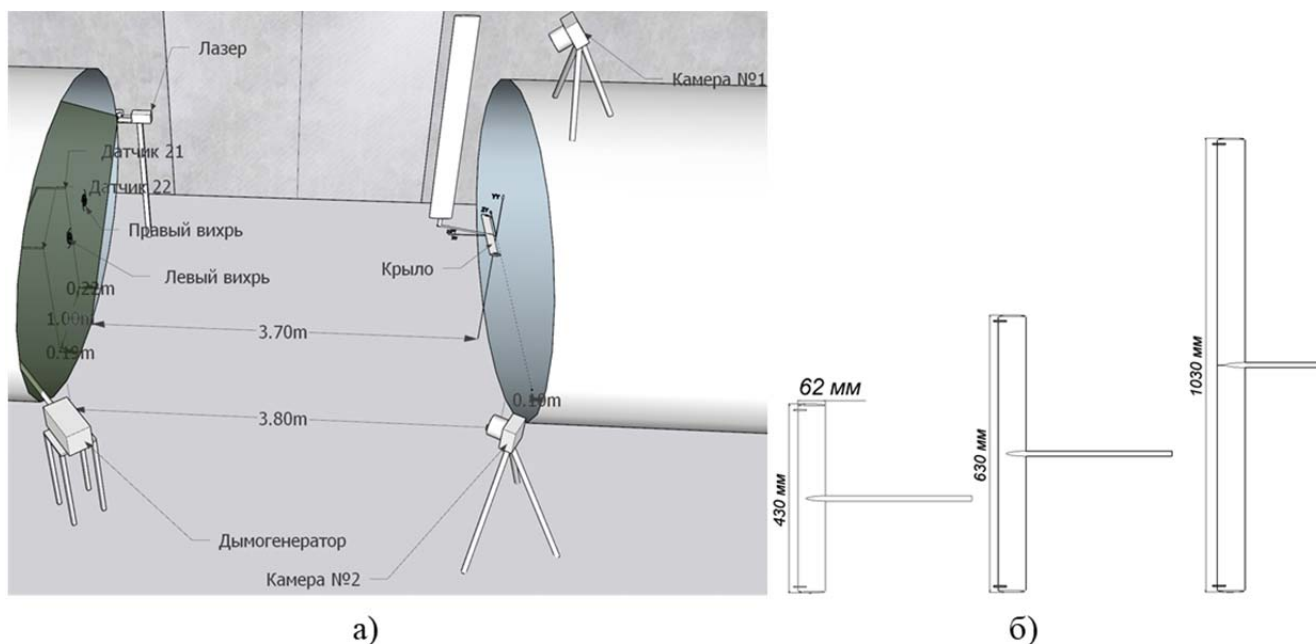


Рис. 3. Общая схема экспериментальной установки (а) и генераторы вихревого следа (б)
Fig. 3. General schematic of the experimental setup (a) and vortex wake generators (б)

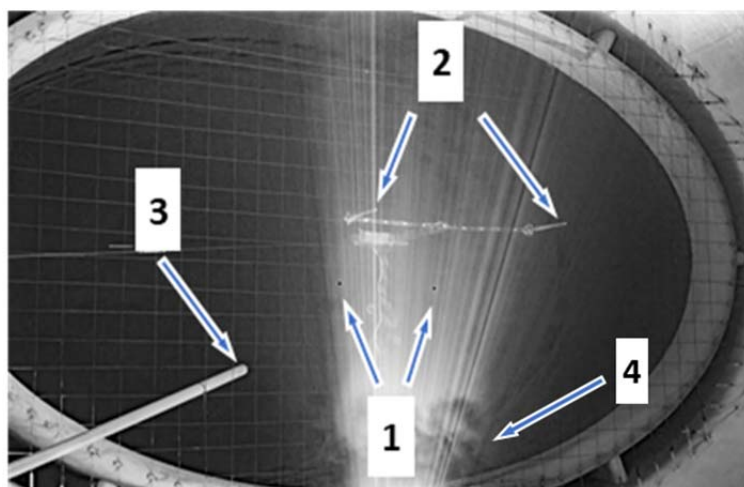


Рис. 4. Визуализация сечения вихревого следа за моделью в эксперименте: 1 – ядра вихрей; 2 – датчики скоса потока; 3 – магистраль подачи дыма; 4 – турбулентность на границе ядра потока
Fig. 4. Visualization of the vortex wake cross-section behind the model in the experiment: 1 – vortex cores; 2 – air flow skew sensors; 3 – smoke supply line; 4 – turbulence at the flow core boundary

Для исследований работоспособности алгоритмов использовался тестовый случай, основанный на результатах экспериментальных исследований в аэродинамической трубе Т-103 ЦАГИ [32] (рис. 3). Он представляет собой базу данных по вихревым структурам, возникающим за прямыми крыльями с симметричным профилем «В» ЦАГИ (хорда $b = 0,063$ м) [35], имеющими размах $L_z = 0,43; 0,63; 1,03$ м

(удлинения $\lambda = 6,9; 10,2; 16,6$) [36], на расстояниях $x/l = 3,57 \dots 9,06$ при скорости воздушного потока $V = 30$ м/с (число Рейнольдса, вычисленное по хорде крыла, составляет $Re_b = 1,26 \cdot 10^5$) на угле атаки $\alpha = 10^\circ$. Эта база данных содержит координаты ядер вихрей, полученные методом видеограмметрии (рис. 4), и значения компонент скорости, измеренные датчиками скоса воздушного потока.

Таблица 1
Table 1

АДХ моделей
Aerodynamic characteristics of the models

$L_z, \text{ м}$	$V_\infty, \text{ м/с}$	$c_{y_\alpha}(\alpha = 10^\circ)$	$\Gamma, \text{ м}^2/\text{с}$
0,43	30	0,7696	0,7157
0,63	30	0,8444	0,7852
1,03	30	0,9213	0,8568

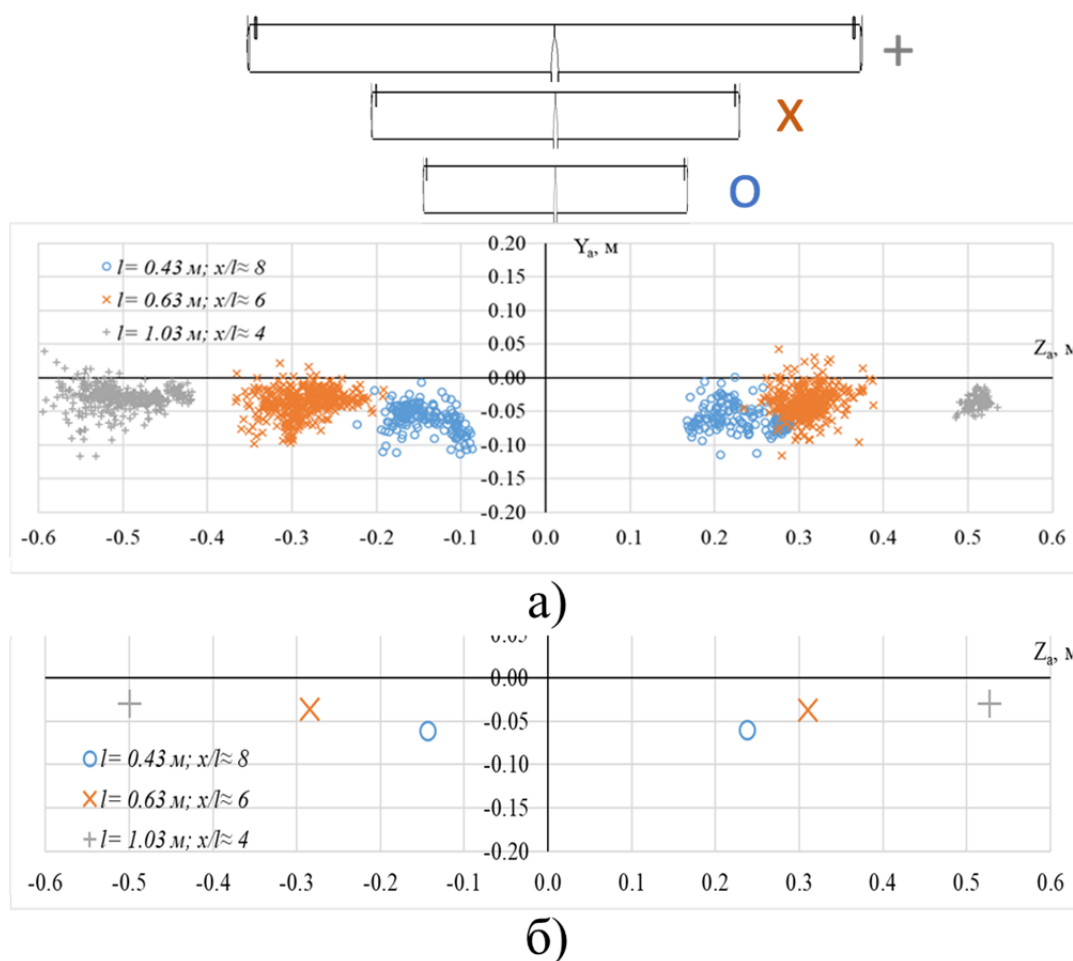


Рис. 5. Центры вихрей в скоростной системе координат модели: а – множество, обнаруженное с помощью видеogramметрии; б – средние значения положений
Fig. 5. Vortex centers in the model's velocity coordinate system: а – a set, detected using videogrammetry; б – average position values

Скос воздушного потока в рассматриваемом тестовом случае регистрировался при каждом дискретном положении модели парой неподвижных датчиков. Спутный след, наблюдаемый в эксперименте, представлял со-

бой конфигурацию из пары вихрей противоположного вращения, характерную для дальнего вихревого следа за крылом ЛА.

Циркуляция Γ оценивалась по формуле Жуковского на основании расчета АДХ (табл. 1)

в программе XFRLR5³ методом VLM с учетом опыта [36]:

$$\Gamma = \frac{c_{y_a}(\alpha)V_{\infty}b}{2}. \quad (7)$$

Для решения поставленной задачи поиска вихревого следа использовался численный метод оптимизации SLSQP (Sequential Least Squares Programming), реализованный в библиотеке SciPy [37]. Его подробное описание дано в работе Крафта [38], которая является одной из наиболее распространенных реализаций алгоритмов последовательного квадратичного программирования (SQP) для решения задач нелинейной оптимизации с ограничениями [39]. Метод использует информацию о градиенте целевой функции и ограничений для построения локальных аппроксимаций. На каждой итерации исходная задача заменяется вспомогательной квадратичной подзадачей, где целевая функция аппроксимируется квадратичной моделью, а ограничения – линейными приближениями. Решение этой подзадачи определяет направление поиска, после чего осуществляется корректировка шага с учетом ограничений. Алгоритм поддерживает линейные и нелинейные ограничения в формате равенств и неравенств, а также простые границы на переменные, что делает его универсальным инструментом для решения поставленной задачи.

Результаты исследования

Первым этапом целевая функция (6) исследовалась с помощью следующих преобразований:

$$\begin{cases} y_{1a} = y_{2a} + l_v \sin(\gamma_v), \\ z_{1a} = z_{2a} - l_v \cos(\gamma_v). \end{cases} \quad (8)$$

Сначала анализировались комбинации l_v, γ_v , полученные из экспериментальных данных. В таком случае исследуемое пространство является двумерным и легко поддается

графическому анализу. Пример распределения целевой функции показан на рис. 6. Наличие шума исходных данных приводит к появлению нескольких экстремумов целевой функции. Одним из источников такого шума является фоновая турбулентность аэродинамической трубы. В частности, в эксперименте [32] обнаружено, что вихревые структуры, образующиеся в слое смещения потока (рис. 4), вызывают увеличение амплитуды осцилляций центров вихрей при приближении к границе ядра потока АДТ (рис. 7). Исследование показало, что достаточно исключить из исходных данных величины скоса воздушного потока $|\vec{W}_{изм}| > 0,4$ м/с. При фильтрации выше этого уровня значительного изменения характера целевой функции не происходит, в то же время отбрасывание части полезных исходных данных приводит к снижению точности поиска центров вихрей.

Для отфильтрованных данных в рассматриваемом двумерном случае положение минимума центра вихря единственное и хорошо согласуется с центром вихря, определенным экспериментально. Это наблюдается во всех 13 проведенных экспериментах.

На следующем этапе с использованием прямого расчета получен минимум целевой функции в поле координат правого вихря (y_{2a}, z_{2a}) при различных фиксированных значениях l_v, γ_v . Эти данные приведены на рис. 8. Их анализ также подтверждает единственность минимума целевой функции, а значения l_v, γ_v , соответствующие $\min f(X)$, близки к величинам, полученным методом видеограмметрии. На рис. 9 показаны результаты обнаружения вихревого следа методом SLSQP. Величины l_v, γ_v в подписях над графиками также являются результатами поиска и вычислены из X. Длина линий, обозначающих экспериментальные позиции центров вихрей, соответствует диапазону в три среднеквадратичных отклонения в рамках одного эксперимента. Видно, что вихрь, расположенный ближе к облаку измерений, находится наиболее точно. Более высокий уровень скоса воздушного потока, индуцированного этим вихрем, снижает влияние шума, улучшая качество поиска.

³ XFRLR5. Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. Guidelines for QFRLR5 v0.03, 2009. 58 p.

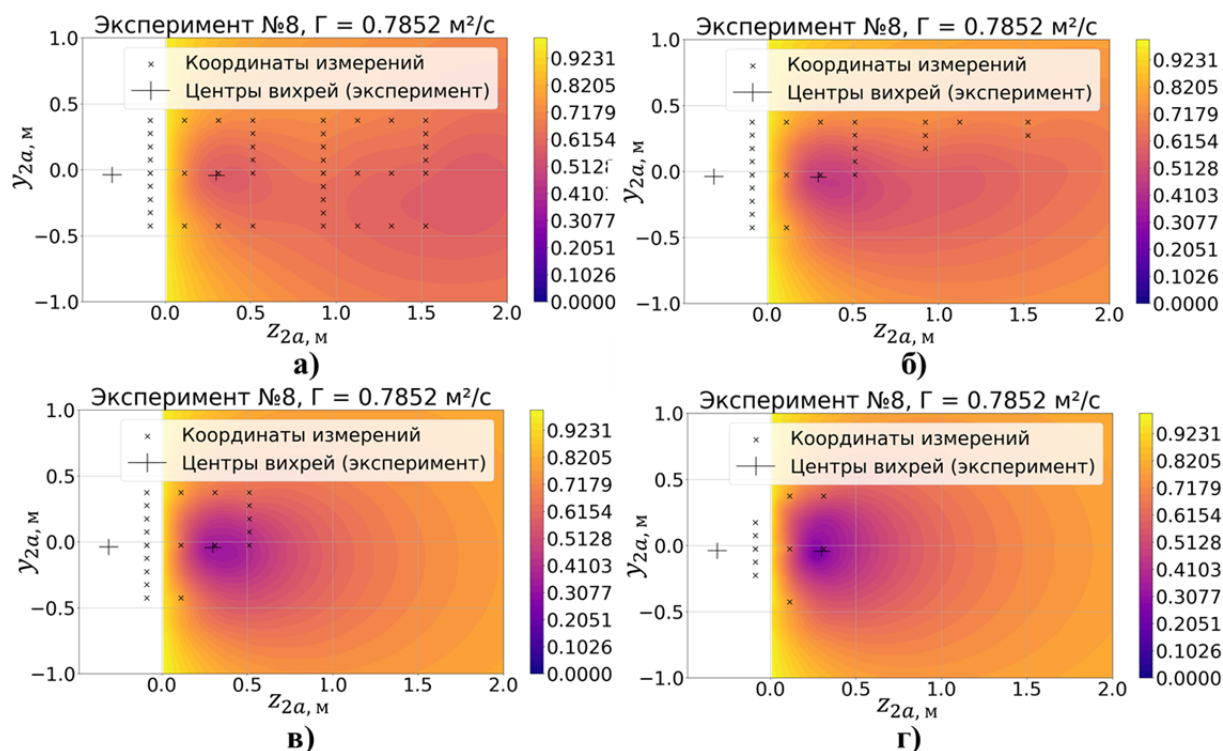


Рис. 6. Целевая функция при следующих уровнях фильтрации исходных данных: *a* – без фильтрации; *б* – $|\vec{W}_{изм}| > 0,2$ м/с; *в* – $|\vec{W}_{изм}| > 0,4$ м/с; *г* – $|\vec{W}_{изм}| > 0,5$ м/с
Fig. 6. Objective function at the following levels of raw data filtration: *a* – unfiltered; *б* – $|\vec{W}_{changed}| > 0.2$ m/s; *в* – $|\vec{W}_{changed}| > 0.4$ m/s; *г* – $|\vec{W}_{changed}| > 0.5$ m/s

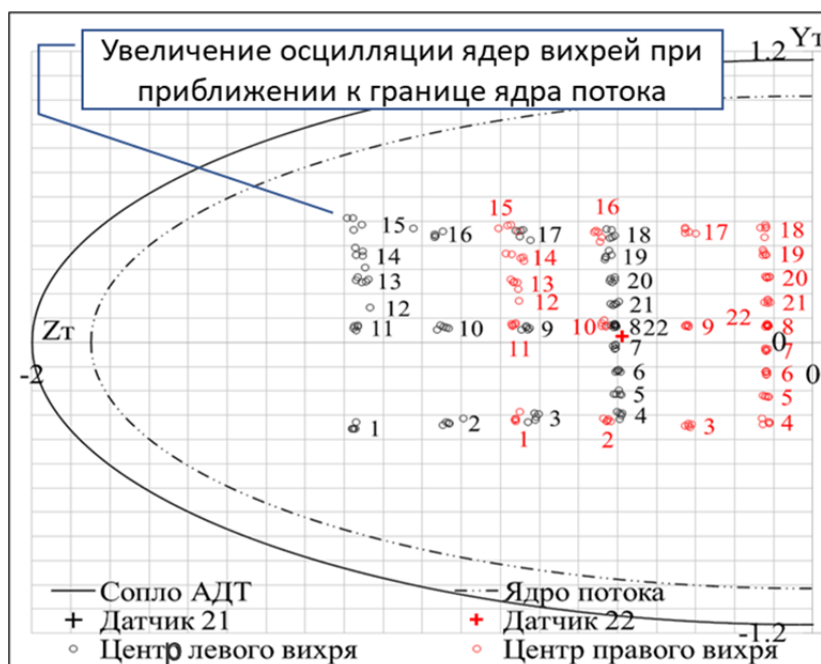


Рис. 7. Положения центров вихрей в связанной с АДТ системе координат, определенные с помощью видеограмметрии
Fig. 7. Positions of the vortex centers in the wind tunnel coordinate system, determined using videogrammetry

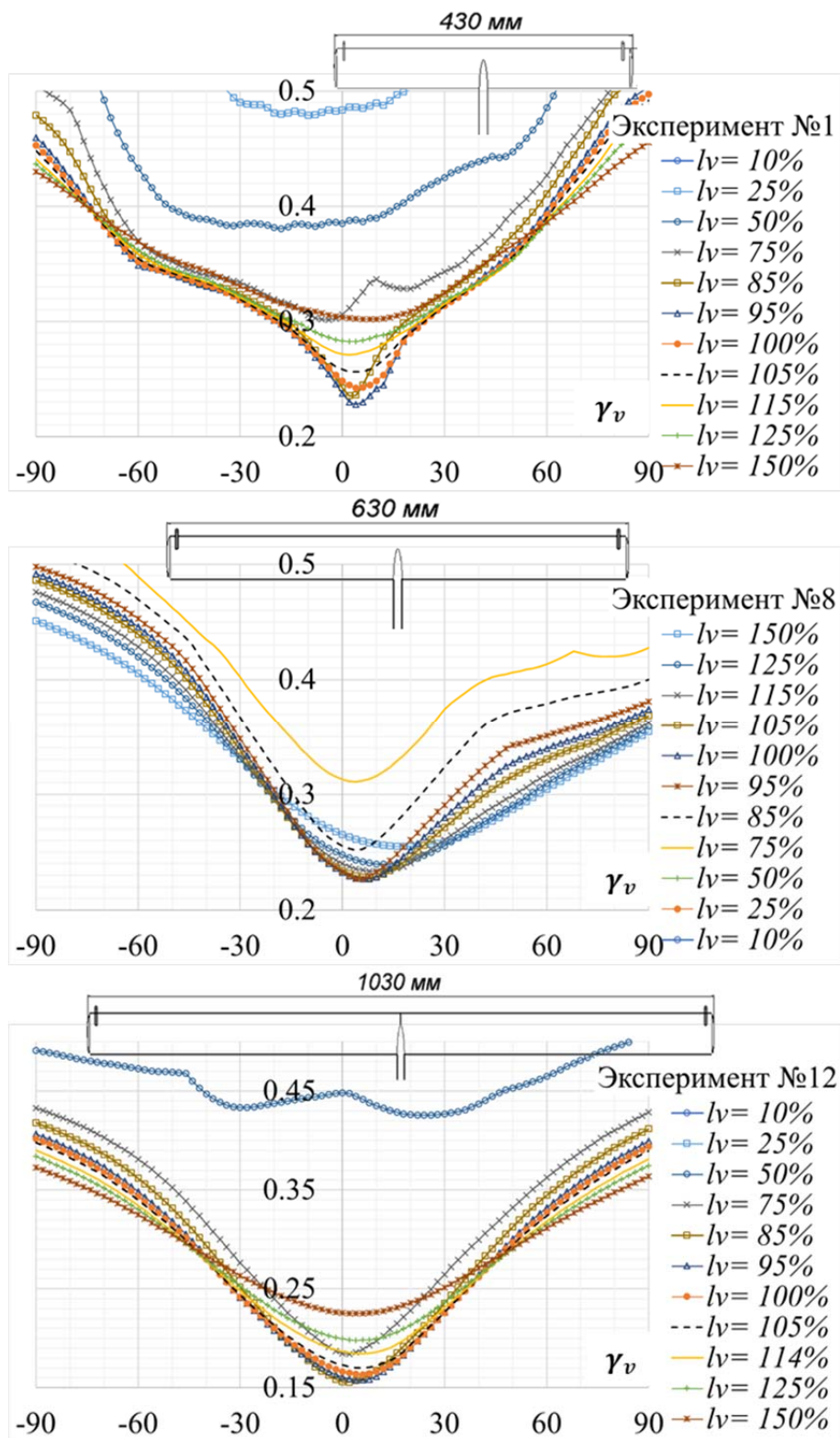


Рис. 8. Зависимости минимума $\min f(y_{2a}, z_{2a})$ от l_v и γ_v для различных крыльев
Fig. 8. Dependence of the minimum $\min f(y_{2a}, z_{2a})$ on l_v и γ_v for different wings

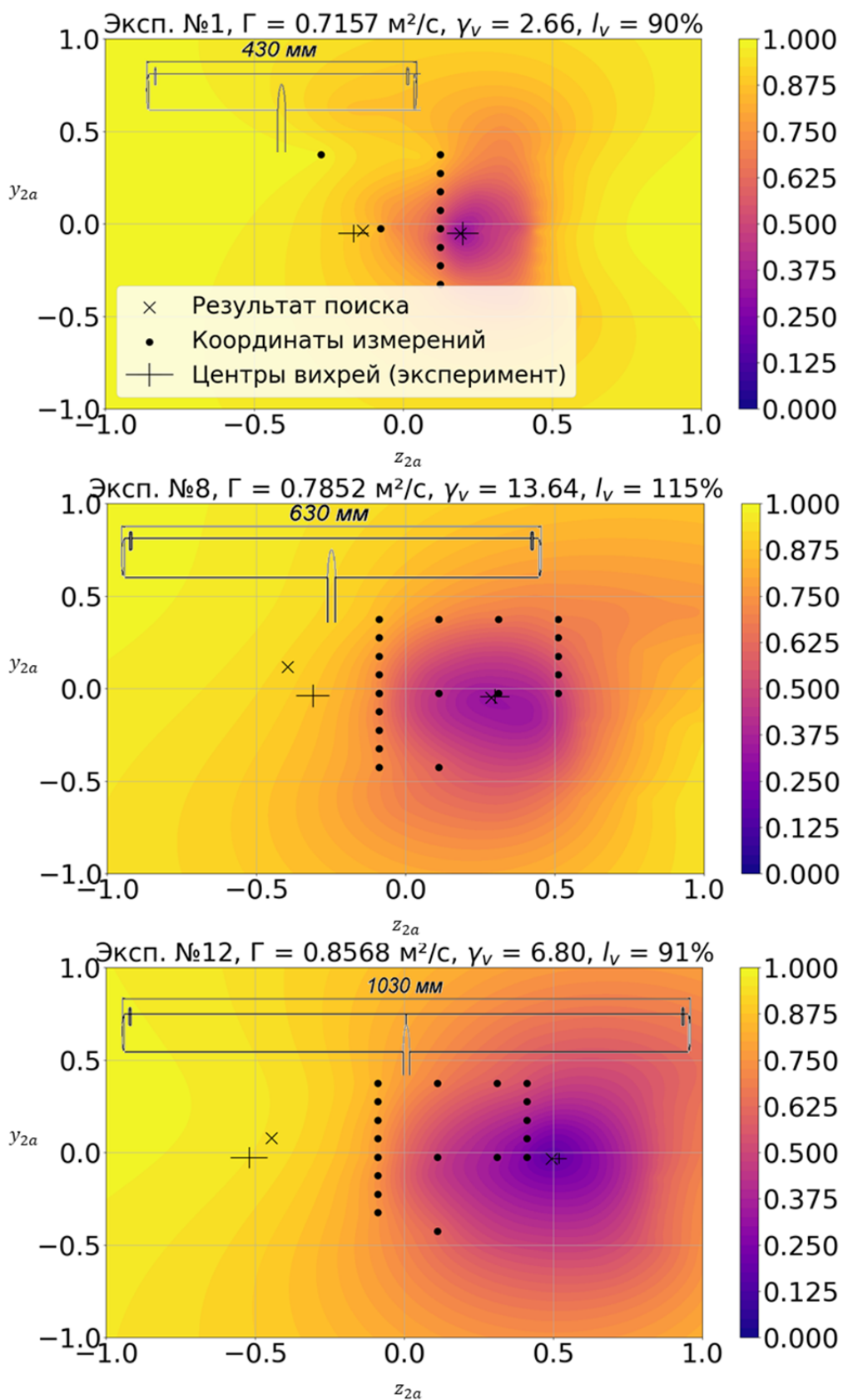


Рис. 9. Результаты обнаружения вихревого следа за крыльями и визуализация целевой функции
Fig. 9. Results of vortex wake detection behind the wings and visualization of the objective function

Заключение

В работе задача автоматического обнаружения вихревого следа за крылатым летательным аппаратом сведена к поиску пространственного положения модели вихревого кластера, соответствующего минимальному расхождению между индуцированным им (кластером) полем векторов скоса воздушного потока и измеренным датчиками экспериментально. Применение оптимизации позволило формализовать этот процесс и обеспечило устойчивое выявление положений центров вихрей в условиях шумов и неполноты исходной информации. В результате адаптации условий задачи для использования градиентных методов были сформулированы следующие ключевые положения: модификация модели вихря Рэнкина, поля ограничений и постобработка измерений для снижения влияния шума. Гладкость и унимодальность полученной целевой функции подтверждены экспериментально.

Решение данной задачи позволило обнаружить вихревой след за моделями крыльев достаточно малой площади ($S = 0,027 \dots 0,064 \text{ м}^2$) в условиях турбулентности АДТ с точностью, сопоставимой с экспериментальным разбросом во всех тестовых случаях. Быстродействие разработанного алгоритма позволяет оценивать положение вихревого следа в реальном времени, а его работоспособность в сложных условиях эксперимента косвенно говорит о высоком потенциале при переходе к натуре. Существенно большие величины скосов воздушного потока, характерные для вихревых следов самолетов, выполняющих транспортные задачи, по всей видимости, будут обнаруживаться на значительно больших расстояниях, особенно в условиях спокойной атмосферы.

Разработанный алгоритм пригоден для экспериментальной аэродинамики в целом, так как позволяет в реальном времени по небольшому количеству измерений скосов воздушного потока с достаточно высокой точностью спрогнозировать положение устойчивой по времени вихревой структуры.

Автор выражает благодарность В.В. Вышинскому, А.В. Головневу, И.Г. Головневу, С.М. Данилову, В.А. Песецкому, коллективам под руководством Н.П. Ильяшенко, С.И. Иншакова и В.П. Кулеша за ценные советы и поддержку данного исследования.

Список литературы

1. **Gopalarathnam A.** Aerodynamic benefit of aircraft formation flight // Encyclopedia of Aerospace Engineering, 2010. Pp. 1–8. DOI: 10.1002/9780470686652.eae023
2. **Chichka D.F., Speyer J.L.** Peak-seeking control for drag reduction in formation flight // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2006. Vol. 29, no. 5. Pp. 1221–1230. DOI: 10.2514/1.15424
3. **Meng X.** Drag reduction analysis in close-formation flight / X. Meng, M. Chang, J. Bai, M. Li [Электронный ресурс] // Proceedings of 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS). Shanghai, China, 2021. 17 p. URL: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0714_paper.pdf (дата обращения: 22.07.2025).
4. **Beaumont F.** Aerodynamics of flight formations in birds: a quest for energy efficiency / F. Beaumont, S. Murer, F. Bogard, G. Polidori [Электронный ресурс] // Birds. 2025. Vol. 6, iss. 2. ID: 15. DOI: 10.3390/birds6020015 (дата обращения: 22.07.2025).
5. **Beaumont F.** The Aerodynamic Mechanisms of the Formation Flight of Migratory Birds: A Narrative Review / F. Beaumont, S. Murer, F. Bogard, G. Polidori [Электронный ресурс] // Applied sciences. 2024. Vol. 14, iss. 13. ID: 5402. DOI: /10.3390/app14135402 (дата обращения: 22.07.2025).
6. **Вышинский В.В., Зоан К.Т.** Моделирование когерентных структур в атмосфере и оценка их воздействия на самолет [Электронный ресурс] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 6 (114). 18 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2021-6-2085 (дата обращения: 22.07.2025).

7. **Гиневский А.С., Желанников А.И.** Вихревые следы самолетов. М.: Физматлит, 2008. 172 с.

8. **Гайфуллин А.М., Свириденко Ю.Н.** Вихревой след за пассажирским самолетом // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. Механика жидкости и газа. 2011. № 4 (3). С. 697–699.

9. **Blake W., Multhopp D.** Design, performance and modeling considerations for close formation flight // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. Pp. 476–486. DOI: 10.2514/6.1998-4343

10. **Antczak A., Sibilski K.** Optimization of aircraft position in the formation flight for the drag reduction // Journal of KONES Powertrain and Transport. 2018. Vol. 25, no. 3. Pp. 39–50. DOI: 10.5604/01.3001.0012.4312

11. **Hummel D.** The use of aircraft wakes to achieve power reductions in formation flight // Conference proceedings 584. Trondheim, Norway: AGARD, 1996. Pp. 380–393.

12. **Wagner M.G.** Flight test results of close formation flight for fuel savings / E. Wagner, D. Jacques, W. Blake, M. Pachter [Электронный ресурс] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2002. 11 p. DOI: 10.2514/6.2002-4490 (дата обращения: 22.07.2025).

13. **Vachon M.J.** F/A-18 aircraft performance benefits measured during the autonomous formation flight project / M.J. Vachon, R. Ray, K. Walsh, K. Ennix [Электронный ресурс] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2002. 26 p. DOI: 10.2514/6.2002-4491 (дата обращения: 22.07.2025).

14. **Pahle J.** An initial flight investigation of formation flight for drag reduction on the C-17 aircraft / J. Pahle, D. Berger, M. Ventti, C. Duggan, J. Faber, K. Cardinal [Электронный ресурс] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2012. ID: 4802. 13 p. DOI: 10.2514/6.2012-4802 (дата обращения: 22.07.2025).

15. **Hanson C.** Experimental measurements of fuel savings during aircraft wake surfing / C. Hanson, J. Pahle, J. Reynolds, S. Andrade, N. Brown [Электронный ресурс] // Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2018. ID: 3560.

DOI: 10.2514/6.2018-3560 (дата обращения: 22.07.2025).

16. **Ransquin I.** Wake vortex detection and tracking for aircraft formation flight / I. Ransquin, D.-G. Caprace, M. Duponcheel, P. Chate-lain // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2021. Vol. 12, no. 44. Pp. 2225–2243.

17. **Анимица О.В.** Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете / О.В. Анимица, А.М. Гайфуллин, А.А. Рыжов, Ю.Н. Свириденко // Труды МФТИ. 2015. Т. 7, № 1. С. 3–15.

18. **Гайфуллин А.М. и др.** Моделирование пролета самолета через вихревой след // Прикладная механика и техническая физика. 2019. Т. 60, № 2. С. 148–157. DOI: 10.15372/PMTF20190212

19. **Михайлов Ю.С.** Моделирование воздействия вихревого следа на модель самолета в аэродинамической трубе // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 62–69.

20. **Хаустов А.А.** Динамика крена воздушного судна в спутном следе // Научный вестник МГТУ ГА. 2009. № 150. С. 11–18.

21. **Желанников А.И.** Исследование влияния вихревого следа за самолетом А380 на воздушные суда класса МС-21 // Научный вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 1. С. 23–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-1-23-31

22. **Воеводин А.В., Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** База данных по вихревым следам за пассажирскими самолетами // Техника воздушного флота. 2005. Т. 79, № 5 (676). С. 1–7.

23. **Вышинский В.В.** Бортовая система обнаружения попадания летательного аппарата в вихревой след и выработки сигнала на уклонение / В.В. Вышинский, Ю.Н. Свириденко, И.Г. Головнев, К.В. Лапшин // Труды ГосНИИАС. Вопросы авионики. 2019. № 1 (41). С. 35–49.

24. **Вышинский В.В., Силкин А.А., Ткаченко В.В.** Датчики скоса потока в системе управления летательного аппарата, обеспечивающей его движение вдоль когерентных вихревых структур // Ученые записки ЦАГИ. 2021. Т. 52, № 5. С. 68–76.

25. **Кривошапов А.А.** Обнаружение вихревого следа за прямым крылом с помощью

датчиков скоса потока // Материалы XXXV научно-технической конференции по аэродинамике в пос. Володарского. МО, 27–28 февраля 2025 г. пос. Володарского: ФАУ ЦАГИ, 2025. С. 65–66.

26. Головнев И.Г. Принципы построения бортовой системы раннего предупреждения пилота о вхождении в вихревой след от другого воздушного судна / И.Г. Головнев, В.В. Вышинский, А.И. Желанников, К.В. Лапшин // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 4. С. 84–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-84-95

27. Грязин В.Е. Повышение безопасности полета в условиях турбулентности спутного следа путем автоматизации режима директорного захода на посадку // Ученые записки ЦАГИ. 2000. Т. 31, № 1–2. С. 163–173.

28. Gryazin V.Ye., Poyedinok V.M. Algorithms of vortex wake direction and flight-director control for executing wake-avoidance maneuvers-investigation of vortex wake evaluation and flight safety problems // Trudy TsAGI. 1997. № 2627. Pp. 121–131.

29. Michel D.T., Dolfi-Bouteyre A., Goulard D. и др. Onboard wake vortex localization with a coherent 1.5 μm Doppler LIDAR for aircraft in formation flight configuration // Optics Express. 2020. Vol. 28, no. 10. Pp. 14374–14385. DOI: 10.1364/OE.377049

30. Афанасьев А.Л., Банах В.А., Маркасов Д.А. Мониторинг ветровой обстановки и индикация спутных следов в районе взлетно-посадочной полосы аэропорта пассивным оптическим методом // Оптика атмосферы и океана. 2019. Т. 32, № 5. С. 365–370. DOI: 10.15372/AOO20190504

31. Говорухин В.Н. Алгоритм идентификации вихрей по векторам скорости течения на основе простейшей математической модели вихревой динамики // Компьютерные исследования и моделирование. 2023. Т. 15, № 6. С. 1477–1493. DOI: 10.20537/2076-7633-2023-15-6-1477-1493

32. Вышинский В.В. Тестовый случай для валидации алгоритмов поиска когерентных вихревых структур датчиками скоса потока на основе трубного эксперимента / В.В. Вышинский, А.А. Кривошапов, К.А. Ку-

рулюк, В.А. Песецкий // Труды ЦАГИ. 2024. № 2823. С. 3–24.

33. Калашников С.В. К вопросу создания математической модели взаимодействия крыла и близкорасположенного ГО для описания аэродинамических характеристик маневренного самолета // XIX школа-семинар «Аэродинамика летательных аппаратов»: сборник материалов конференции. п. Володарского, Московская обл., 28–29 февраля 2008 г. Жуковский: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 2008. С. 69.

34. Калашников С.В. Применение математической модели АДХ для прогнозирования балансировочных характеристик БЛА на основе экспериментальных исследований модели «Амалия» в АДТ Т-102 ЦАГИ / С.В. Калашников, А.А. Кривошапов, А.Л. Митин, Н.В. Николаев, В.А. Песецкий // XXIX научно-техническая конференции по аэродинамике: материалы конференции. д. Богданиха, 01-02 марта 2018 г. Жуковский: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 2018. С. 135.

35. Ушаков Б.А. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев. БНК НКАП при ЦАГИ, 1944. 339 с.

36. Кривошапов А.А., Николаев Н.В. Исследование влияния скорости воздушного потока на собственное аэродинамическое сопротивление ленточной подвески в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ // Труды МФТИ. 2023. Т. 15, № 3 (59). С. 163–187.

37. Virtanen P., Gommers R., Oliphant T.E. и др. SciPy 1.0: fundamental algorithms for scientific computing in Python // Nature Methods. 2020. No. 17. Pp. 261–272. DOI: 10.1038/s41592-019-0686-2

38. Kraft D.A. A software package for sequential quadratic programming: technical report DFVLR-FB 88-28. Wiss. Berichtswesen d. DFVLR, 1988. 33 p.

39. Лоусон Ч., Хенсон Р. Численное решение задач метода наименьших квадратов: пер. с англ. М.: Наука, 1986. 232 с.

References

1. **Gopalarathnam, A.** (2010). Aerodynamic benefit of aircraft formation flight. In book: *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, pp. 1–8. DOI: 10.1002/9780470686652.eae023
2. **Chichka, D.F., Speyer, J.L.** (2006). Peak-seeking control for drag reduction in formation flight. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 29, no. 5, pp. 1221–1230. DOI: 10.2514/1.15424
3. **Meng, X., Chang, M., Bai, J., Li, M.** (2021). Drag reduction analysis in close-formation flight. In: *Proceedings of the 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. Available at: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0714_paper.pdf (accessed: 22.07.2025).
4. **Beaumont, F., Murer, S., Bogard, F., Polidori, G.** (2025). Aerodynamics of flight formations in birds: A quest for energy efficiency. *Birds*, vol. 6, iss 2. ID: 15. DOI: 10.3390/birds6020015 (accessed: 22.07.2025).
5. **Beaumont, F., Murer, S., Bogard, F., Polidori, G.** (2024). The aerodynamic mechanisms of the formation flight of migratory birds: A narrative review. *Applied sciences*, vol. 14, issue 13. ID: 5402. DOI: 10.3390/app14135402 (accessed: 22.07.2025).
6. **Vyshinsky, V.V., Zoan, K.T.** (2021). Modeling coherent structures in the atmosphere and assessing their impact on aircraft. *Engineering Journal: Science and Innovation*, no. 6 (114), 18 p. DOI: 10.18698/2308-6033-2021-6-2085 (accessed: 22.07.2025). (in Russian)
7. **Ginevskiy, A.S., Zhelannikov, A.I.** (2008). Aircraft wake vortices. Moscow: Fizmatlit, 172 p. (in Russian)
8. **Gaifullin, A.M., Sviridenko, Yu.N.** (2011). Vortex wake behind a passenger aircraft. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo. Mekhanika zhidkostey i gazov*, no. 4 (3), pp. 697–699. (in Russian)
9. **Blake, W., Multhopp, D.** (1998). Design, performance and modeling considerations for close formation flight. In: *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, pp. 476–486. DOI: 10.2514/6.1998-4343
10. **Antczak, A., Sibilski, K.** (2018). Optimization of aircraft position in the formation flight for the drag reduction. *Journal of KONES Powertrain and Transport*, vol. 25, no. 3, pp. 39–50. DOI: 10.5604/01.3001.0012.4312
11. **Hummel, D.** (1996). The use of aircraft wakes to achieve power reductions in formation flight. In: *Conference proceedings 584. Trondheim, Norway: AGARD*, pp. 380–393.
12. **Wagner, E., Jacques, D., Blake, W., Pachter, M.** (2002). Flight test results of close formation flight for fuel savings. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 11 p. DOI: 10.2514/6.2002-4490 (accessed: 22.07.2025).
13. **Vachon, M.J., Ray, R., Walsh, K., Ennix, K.** (2002). F/A-18 aircraft performance benefits measured during the autonomous formation flight project. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 26 p. DOI: 10.2514/6.2002-4491 (accessed: 22.07.2025).
14. **Pahle, J., Berger, D., Venti, M., Duggan, C., Faber, J., Cardinal, K.** (2012). An initial flight investigation of formation flight for drag reduction on the C-17 aircraft. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, ID: 4802. 13 p. DOI: 10.2514/6.2012-4802 (accessed: 22.07.2025).
15. **Hanson, C., Pahle, J., Reynolds, J., Andrade, S., Brown, N.** (2018). Experimental measurements of fuel savings during aircraft wake surfing. In: *Atmospheric Flight Mechanics Conference*, ID: 3560. DOI: 10.2514/6.2018-3560 (accessed: 22.07.2025).
16. **Ransquin, I., Caprace, D.-G., Duponcheel, M., Chatelain, P.** (2021). Wake vortex detection and tracking for aircraft formation flight. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 12, no. 44, pp. 2225–2243.
17. **Animitsa, O.V., Gayfullin, A.M., Ryzhov, A.A., Sviridenko, Yu.N.** (2015). Modeling of in-flight refueling on a piloting simulator. *Trudy MFTI*, vol. 7, no. 1, pp. 3–15. (in Russian)
18. **Gaifullin, A.M. et al.** (2019). Modeling of aircraft flight through the wake vortex. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, vol. 60, no. 2, pp. 314–322. DOI: 10.1134/S0021894419020123

19. **Mikhailov, Yu.S.** (2012). Simulation of the vortex wake effect on aircraft model in wind tunnel. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 175, pp. 62–69. (in Russian)
20. **Khaustov, A.A.** (2009). Aircraft roll dynamics in the wake vortex. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 150, pp. 11–18. (in Russian)
21. **Zhelannikov, A.I.** (2021). Research of the A380 aircraft vortex wake impact on MS-21 class aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 24, no. 1, pp. 23–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-1-23-31 (in Russian)
22. **Voyevodin, A.V., Vyshinskiy, V.V., Sudakov, G.G.** (2005). Database of wake vortices behind passenger aircraft. *Tekhnika vozdušnogo flota*, vol. 79, no. 5 (676), pp. 1–7. (in Russian)
23. **Vyshinsky, V.V., Sviridenko, Yu.N., Golovnev, I.G., Lapshin, K.V.** (2019). Airborne wake vortex detection/avoidance system. *Trudy GosNIAS*, no. 1 (41), pp. 35–49. (in Russian)
24. **Vyshinsky, V.V., Silkin, A.A., Tkachenko, V.V.** (2021). Flow angularity sensors in the aircraft control system to go parallel coherent vortex structures. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 52, no. 5, pp. 68–76. (in Russian)
25. **Krivoshchapov, A.A.** (2025). Detection of wake vortex behind a straight wing using flow skew sensors. In: *Materialy XXXV nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike TsAGI*, pp. 65–66. (in Russian)
26. **Golovnev, I.G., Vyshinsky, V.V., Zhelannikov, A.I., Lapshin, K.V.** (2018) Design concepts of an onboard early warning system of pilot about entering wake vortices from another aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 4, pp. 84–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-84-95 (in Russian)
27. **Gryazin, V.Ye.** (2000). Improving flight safety in wake turbulence conditions through automation of director approach-to-landing mode. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 31, no. 1–2, pp. 163–173. (in Russian)
28. **Gryazin, V.Ye., Poyedinok, V.M.** (1997). Algorithms of vortex wake direction and flight-director control for executing wake-avoidance maneuvers-investigation of vortex wake evaluation and flight safety problems. *Trudy TsAGI*, no. 2627, pp. 121–131.
29. **Michel, D.T., Dolfi-Bouteyre, A., Goullar, D. et al.** (2020). Onboard wake vortex localization with a coherent 1.5 μm Doppler LIDAR for aircraft in formation flight configuration. *Optics Express*, vol. 28, no. 10, pp. 14374–14385. DOI: 10.1364/OE.377049
30. **Afanasiev, A.L., Banakh, V.A., Marakasov, D.A.** (2019). Passive optical monitoring of wind conditions and indication of aircraft wakes near airport runways. *Atmospheric and Oceanic Optics*, vol. 32, no. 5, pp. 506–510. DOI: 10.1134/S1024856019050026
31. **Govorukhin, V.N.** (2023). Algorithm for vortices identification based on flow velocity vectors using the simplest mathematical model of vortex dynamics. *Computer Research and Modeling*, vol. 15, no. 6, pp. 1477–1493. DOI: 10.20537/2076-7633-2023-15-6-1477-1493 (in Russian)
32. **Vyshinskiy, V.V., Krivoshchapov, A.A., Kurulyuk, K.A., Pesetskiy, V.A.** (2024). Test case for validation of coherent vortex structure detection algorithms using flow skew sensors. *Trudy TsAGI*, no. 2823, pp. 3–24. (in Russian)
33. **Kalashnikov, S.V.** (2008). On mathematical modeling of wing–empennage interaction for maneuverable aircraft aerodynamics. In: *XIX shkola-seminar “Aerodinamika letatelnykh apparatov”*: sbornik materialov konferentsii. Zhukovsky: The Central AeroHydrodynamic Institute named after Prof. N.Ye. Zhukovsky, p. 69. (in Russian)
34. **Kalashnikov, S.V., Krivoshchapov, A.A., Mitin, A.L., Nikolaev, N.V., Pesetskiy, V.A.** (2018). Application of aerodynamic mathematical model for predicting UAV balance characteristics based on experiments. In: *XXIX nauchno-tekhnicheskaya konferentsii po aerodinamike*. Zhukovsky: The Central AeroHydrodynamic Institute named after Prof. N.Ye. Zhukovsky, p. 135. (in Russian)
35. **Ushakov, B.A.** (1944). Atlas of aerodynamic characteristics of wing profiles. BNK NKAP pri TSAGI, 339 p. (in Russian)
36. **Krivoshchapov, A.A., Nikolaev, N.V.** (2023). Investigation of the effect of air flow velocity on the aerodynamic drag of the suspension

system in the wind. *Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology*, vol. 15, no. 3 (59), pp. 163–187. (in Russian)

37. **Virtanen, P., Gommers, R., Oliphant, T.E. et al.** (2020). SciPy 1.0: fundamental algorithms for scientific computing in Python. *Nature Methods*, no. 17, pp. 261–272. DOI: 10.1038/s41592-019-0686-2

38. **Kraft, D.A.** (1988). A software package for sequential quadratic programming: technical report DFVLR-FB 88-28. Wiss. Berichtswesen d. DFVLR, 33 p.

39. **Lawson, C.L., Hanson, R.J.** (1974). Solving least squares problems. New Jersey: Prentice-Hall, 337 p.

Сведения об авторах

Кривошапов Алексей Александрович, научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского, alex5000.89@mail.ru.

Information about the author

Aleksey A. Krivoschapov, Researcher, Central Aerohydrodynamic Institute, alex5000.89@mail.ru.

Поступила в редакцию	23.09.2025	Received	23.09.2025
Одобрена после рецензирования	01.11.2025	Approved after reviewing	01.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

УДК 621.45
DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-93-105

Сравнительный анализ проточной части промежуточного корпуса газотурбинного двигателя с встроенным на вал ротора стартер-генератором

А.Д. Кондряков^{1,2}

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

²ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», г. Москва, Россия

Аннотация: Представлена работа по сравнительному анализу проточной части промежуточного корпуса газотурбинного двигателя с встроенным на вал ротора стартер-генератором в концепции более электрического двигателя. В ходе работы была обозначена необходимость изменения конструкции и газодинамического исследования промежуточного корпуса двухкаскадного компрессора газотурбинного двигателя, дано описание конструкции промежуточного корпуса двигателя прототипа и были построены несколько вариантов геометрии проточной части увеличенного по осевому габариту переходного канала, а также выполнено изменение конструкции в части окружного расположения стоек, их формы, назначения и количества в сравнении с промежуточным корпусом двигателя прототипа. На базе проекта конструкции разработаны расчетные модели, которые были посчитаны в газодинамическом модуле импортного расчетного программного обеспечения на определенном режиме работы двигателя. Для построения геометрии и расчетных моделей, а также для задания граничных условий использовались методики известных специалистов с учетом рекомендаций по изменению площадей, форме канала, углам наклона, моделям турбулентности, качеству сетки, заданий условий на входе и выходе из переходного канала. В качестве результатов были получены градиенты скоростей и давлений в продольном и поперечном направлениях. По полученным данным были посчитаны потери полного давления в каждый из каскадов двигателя. На основе исследования выделены направления по необходимому изменению конструкции существующих промежуточных корпусов в случае установки в газотурбинный двигатель интегрированного стартер-генератора вместе с центральным коническим приводом и улучшению параметров течения в канале для обеспечения минимальных потерь полного давления на входе в газогенератор.

Ключевые слова: конструкция промежуточного корпуса газотурбинного двигателя, встроенный на вал ротора стартер-генератор, определение потерь полного давления, установка центрального конического привода, сравнительный анализ проточной части.

Для цитирования: Кондряков А.Д. Сравнительный анализ проточной части промежуточного корпуса газотурбинного двигателя с встроенным на вал ротора стартер-генератором // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 93–105. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-93-105

The flow part comparative analysis of a gas turbine engine intermediate casing with a starter generator integrated onto the rotor shaft

A.D. Kondryakov^{1,2}

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

²Experimental Design Bureau named after A. M. Lyulka (Branch of PJSC UEC-UMPO), Moscow, Russia

Abstract: The paper presents a flow part comparative analysis of a gas turbine engine intermediate casing with a starter-generator integrated onto the rotor shaft based on a more electric aircraft engine concept. This paper identified the need for design modifications and a gas-dynamic study of the intermediate casing of a two-stage compressor in a gas turbine engine. A description

of the prototype engine's intermediate casing design was provided, and several flow path geometry variants were constructed for a transition channel with an enlarged axial dimension. The design was also modified in terms of the circumferential arrangement of the racks, their shape, purpose, and quantity, compared to the intermediate casing of the prototype engine. Based on the design, computational models were developed and calculated in the gas-dynamic module of imported computational software at a specific engine operating mode. To construct the geometry and computational models, as well as to define the boundary conditions, we used methods developed by renowned experts, taking into account recommendations for changing the area, channel shape, inclination angles, turbulence models, mesh quality, and specifying conditions at the inlet and outlet of the transition channel. The velocity and pressure gradients in the longitudinal and transverse directions were obtained as the results. Based on the data obtained, the total pressure losses in each of the engine stage were calculated. Based on this research, areas for necessary modifications to the design of existing intermediate casings were identified when installing an integrated starter-generator with a central bevel drive in a gas turbine engine, as well as improvements to the channel flow parameters to ensure minimal total pressure losses at the gas generator inlet.

Keywords: the design of the intermediate casing in the gas turbine engine, starter-generator integrated onto the rotor shaft, determination of total pressure losses, installation of a central bevel drive, comparative analysis of the flow part.

For citation: Kondryakov, A.D. (2026). The flow part comparative analysis of a gas turbine engine intermediate casing with a starter generator integrated onto the rotor shaft. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 2, pp. 93–105. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-93-105

Введение

Одним из перспективных направлений совершенствования авиационной техники и газотурбинных двигателей, в частности, является переход к более электрическому исполнению изделия. В рамках данного направления предполагается повышение энергоэффективности в сравнении с традиционным конструктивным лицом, что возможно при монтаже электрического стартер-генератора с кратно большей вырабатываемой электрической мощностью во внутреннюю полость авиационного двигателя [1].

Самой благоприятной полостью для установки встроенной электрической машины в системе газотурбинного двигателя с точки зрения теплового и напряженно-деформированного состояний является расположенная между каскадами компрессоров полость промежуточного корпуса, где имеется достаточное пространство для проектирования, с установкой на вал ротора высокого давления [2].

Для обеспечения надежности и безболезненной трансформации при переходе от традиционных конструкций газотурбинных двигателей к более электрическим исполнениям с учетом прогноза развития электрических удельных параметров в России и за рубежом, величин данных параметров на уже существующих изделиях, а также необходимости

резервирования агрегатов и систем приоритетным направлением является разработка конструкций промежуточных корпусов, в которых традиционный центральный конический привод размещен вместе с интегрированным стартер-генератором последовательно. Данное конструктивное решение позволяет обеспечить надежную работу двигателя и его агрегатов в случае выхода из строя интегрированного стартер-генератора [3]. Проект совместной установки встроенного стартер-генератора и центральной конической передачи во внутренней полости промежуточного корпуса представлен на рис. 1.

Традиционные конструкции промежуточных корпусов в значительной степени оптимизированы в части течения газодинамического потока в проточной части и размещения коммуникаций в его стойках. Для реализации совместного размещения стартер-генератора вместе с центральным коническим приводом необходимо увеличивать осевой габарит промежуточного корпуса и изменять конфигурацию и назначение его стоек, так как к традиционным коммуникациям двигателя добавляются дополнительные от стартер-генератора: электрические провода и коммуникации системы охлаждения [4].

Для обеспечения соответствия заданным параметрам, минимальной массы, минимальных потерь полного давления на входе в газогенератор конструкцию измененного про-

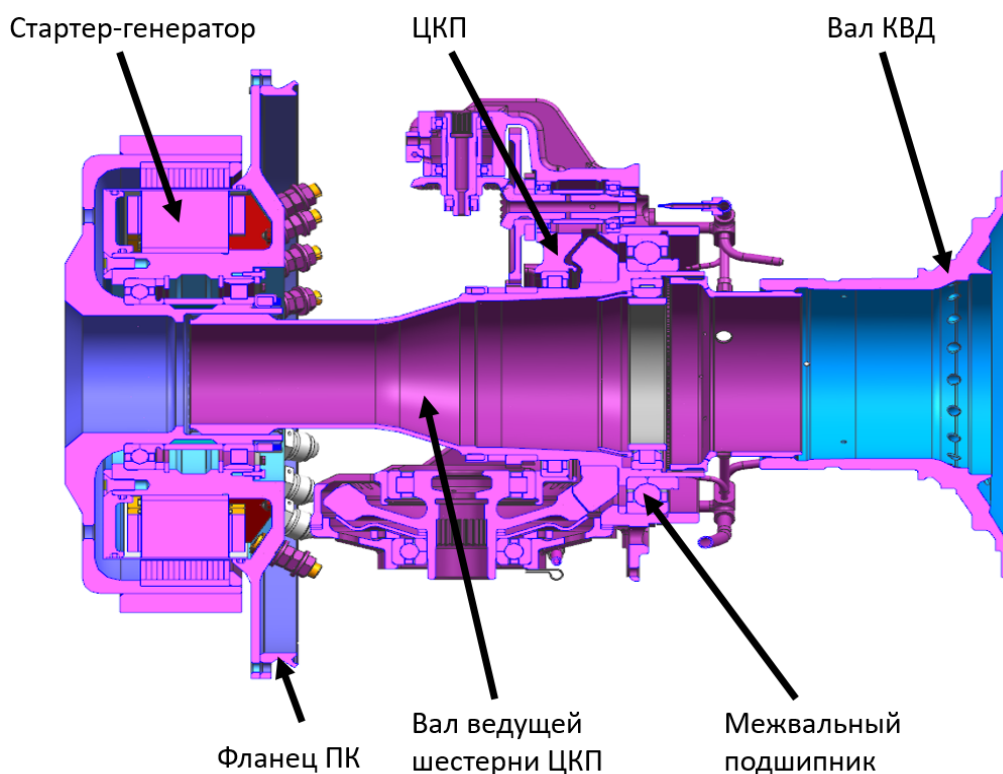


Рис. 1. Проект совместной установки встроенного стартер-генератора и центральной конической передачи во внутренней полости промежуточного корпуса

Fig. 1. The project of an integrated starter generator and a central gear drive joint installation in the inner cavity of the intermediate casing

межуточного корпуса необходимо оптимизировать и анализировать с точки зрения газодинамики, прочности и технологичности [5].

Конструкция переходного канала прототипа

Промежуточный корпус размещен между компрессорами низкого и высокого давлений и выполняет важную функцию по разделению потока воздуха, который поступает из компрессора низкого давления на два направления: внутренний и внешний каналы. Промежуточный корпус является центральным корпусом двигателя, на который приходятся основные суммарные силы, которые возникают в различных узлах двигателя. Переходный корпус воспринимает на себя результирующие осевые и радиальные нагрузки, передаваемые через шариковые подшипники от роторов компрессоров и турбин, которые за-

тем через узлы подвески передаются на внешние силовые элементы летательного аппарата и обратно. Продольный разрез конструкции промежуточного корпуса двигателя прототипа представлен на рис. 2.

Конструкция промежуточного корпуса состоит из множества деталей и сборочных единиц, которые соединены между собой сваркой. Основными подсистемами являются: наружный обод, обод опорный, стойки и разделитель. Обод наружный состоит из обечайки, к которой приварены передний и задний фланцы для стыковки со статором КНД и наружным контуром. На внешней грани наружного обода размещены следующие коммуникации:

- два главных кронштейна подвески двигателя к летательному аппарату;
- рычаги механизации поворота направляющих аппаратов компрессора;
- фланцы стыковки клапана переключения наддува опор ротора двигателя;

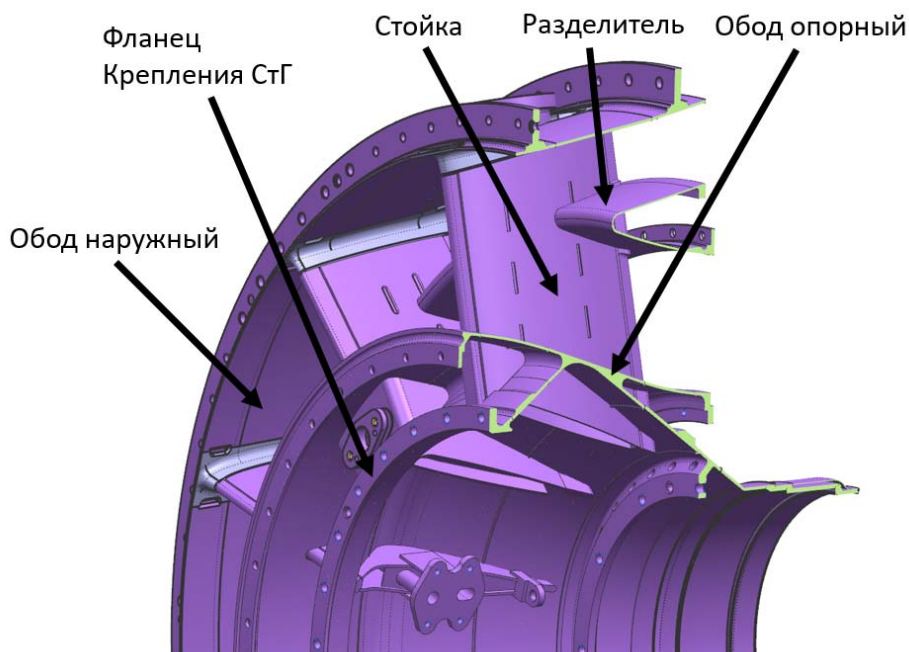


Рис. 2. Продольный разрез конструкции промежуточного корпуса двигателя прототипа
Fig. 2. Cross section view of the intermediate jet engine casing design of the prototype

- коммуникации суфлирования масляных и предмасляных полостей опор роторов;
- фланцы установки трубопроводов маслосистемы;
- фланцы установки коробки приводов агрегатов.

На входной фланец кольца наружного устанавливается статор компрессора низкого давления, на задний – передний переходный корпус между промежуточным корпусом и камерой сгорания. На внутреннюю грань наружного обода установлено 12 стоек с помощью сварки. Стойки промежуточного корпуса являются пустотелыми и имеют разную конфигурацию геометрии: с узким сечением, средним и широким. Внутри пустотелых стоек располагаются: рессора связи центральной конической передачи с коробкой двигательных агрегатов, рессора связи приводного масляного насоса, рессора определения физической частоты вращения компрессора низкого давления, а также прочие коммуникации. Разделитель имеет соединительный фланец и отверстия под стойки приварных стоек. На фланец разделителя устанавливается

ся статор компрессора высокого давления. Втулочной частью приварные стойки устанавливаются в соответствующие отверстия опорного обода промежуточного корпуса. Опорный обод промежуточного корпуса является также сварным и имеет четыре соединительных фланца. На передний внутренний фланец устанавливается корпус шарикового подшипника компрессора низкого давления, на наружный передний фланец устанавливается внутреннее кольцо направляющего аппарата последней ступени компрессора низкого давления. На задний внутренний фланец устанавливается корпус шарикового подшипника опоры ротора компрессора высокого давления и корпус центральной конической передачи, на внешний задний – обечайка для обеспечения суфлирования полости контактного масляного уплотнения опоры и внутреннее кольцо входного направляющего аппарата компрессора высокого давления [6].

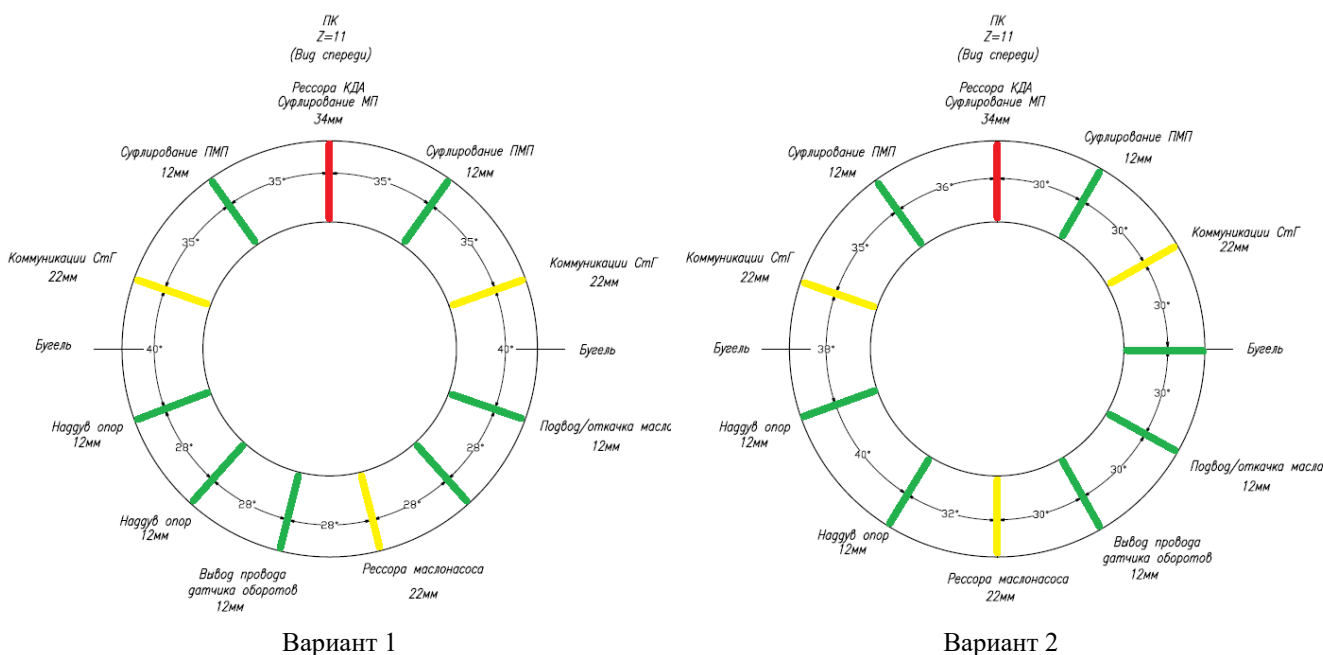


Рис. 3. Конструкция двух вариантов расположения стоек модифицированного промежуточного корпуса
Fig. 3. Two variants design of the racks arrangement in the modified intermediate casing system

Модификация конструкции промежуточного корпуса

Модификация промежуточного корпуса сохраняет преимущество конструкции прототипа, но имеет некоторые изменения. Для обеспечения совместной установки встроенного стартер-генератора и центральной конической передачи осевой габарит был увеличен \approx на 100 мм. Вместе с увеличением осевого габарита целесообразно было увеличить и осевой габарит стоек на соразмерную величину для обеспечения аналогичного с прототипом характера течения потока. При этом полезная площадь внутренних полых стоек из-за увеличения габарита стала больше, в результате чего было принято решение о сокращении количества стоек с 12 до 11, что обеспечивает сохранение коммуникаций конструкции-прототипа с добавлением новых: электрических проводов и труб системы охлаждения электрической машины. Ввиду того что 11 стоек в окружном расположении не обеспечивают равномерную установку, они были установлены на разные угловые координаты так, что сочетание ширины профиля нивелирует окружную неравномерность. При данном

расположении необходимо рассмотреть и требуемую площадь коммуникаций, из-за чего было разработано два варианта окружного расположения стоек. Конструкция двух вариантов окружного расположения стоек модифицированного варианта промежуточного корпуса представлена на рис. 3.

При этом установка стартер-генератора возле центрального конического привода накладывается на редуктор определения частоты вращения ротора низкого давления, что свидетельствует о необходимости его исключения и использования других способов определения физической частоты вращения. Положительным эффектом от данного исключения является освобождение стойки от рессоры привода данного редуктора и использование свободной площади для других нужд [7].

Помимо изменения осевого габарита и расположения стоек, были рассмотрены несколько вариантов геометрии внутренней и наружной обечаек, которые обеспечивают переход от компрессора низкого давления к компрессору высокого давления. Ввиду научно-технического характера работы и отсутствия определенного конструктивного лица двигателя с установленным вместе с цен-

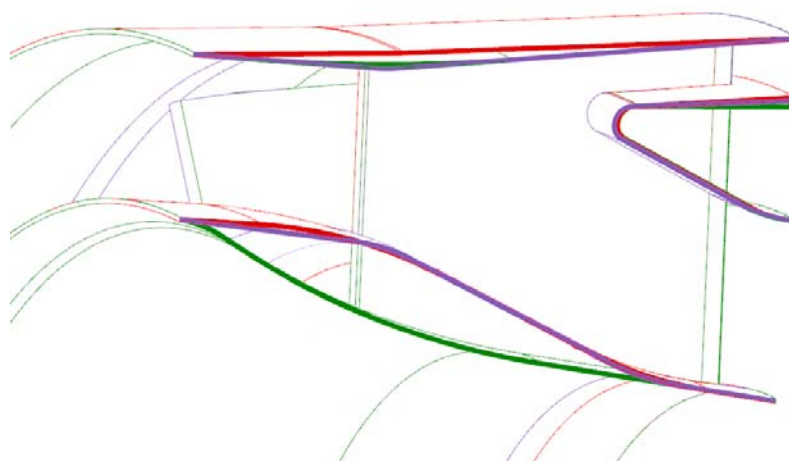


Рис. 4. Геометрия модифицированных форм переходного канала
(красный, фиолетовый – варианты 1, 2, зеленый – вариант 3)

Fig. 4. Geometry of the transition channel modified shapes (red, purple – variants 1, 2, green – variant 3)

тральной конической передачей стартер-генератором было принято решение рассмотреть варианты проточной части под различные компоновки: с преимуществом геометрии проточной части двигателя прототипа, с обеспечением постоянства площадей по внутреннему обводу диффузорного канала, с преимуществом обводов геометрии компрессора низкого давления новой модификации. В ходе работы с помощью импортного программного обеспечения Siemens NX были смоделированы конструкции измененного промежуточного корпуса двухконтурного газотурбинного двигателя, при этом координаты проточной части (наружный и внутренний обод, разделитель) были разбиты на простые формы (цилиндр, конус, радиус) и параметризованы (диаметры, углы, радиусы) для обеспечения требований различных методик и с учетом подобного характера работ [8, 9]. При этом в качестве окружного расположения стоек был принят второй вариант из-за наличия узкой стойки напротив пояса основных подвесок двигателя, что обеспечит лучшее напряженно-деформированное состояние корпуса с точки зрения аналитического анализа. Геометрия модифицированных форм переходного канала представлена на рис. 4.

При формировании варианта промежуточного корпуса с обеспечением постоянства площадей дополнительно в осевом направлении

канал был разрезан плоскостями с шагом в 5 мм. При анализе площадей выполнялся расчет суммарной площади межстоечных каналов от входа к выходу во всех плоскостях. В случае несоответствия закону постоянства площадей выполнялась корректировка координат продольного сечения с повторением расчета. Данная методика предусматривает итерационный процесс. По результатам перепроектирования созданы три расчетные модели, которые были использованы при газодинамическом анализе.

Методы и методология исследования

Для проведения стационарных расчетов в работе использовался газодинамический модуль CFX программного обеспечения ANSYS Workbench 2019R2. В качестве рабочего тела использовался совершенный газ, в котором учитывалось изменение параметров среды (вязкость, удельная теплоемкость, теплопроводность) в зависимости от температуры потока. В качестве модели турбулентности была выбрана популярная на сегодняшний день модель Ментера (Shear Stress Transport), так как она обладает достоинствами моделей турбулентности k-w и k-ε, что является актуальным ввиду сложной геометрии промежуточного корпуса, разделения потока, кривиз-

Таблица 1
Table 1

Потери полного давления по проточной части промежуточного корпуса (отношение осредненного по расходу полного давления к фактическому)
Total pressure losses along the flow part of the intermediate casing (ratio of the flow-averaged total pressure to the actual pressure)

Вариант	$\Delta\sigma_{гг}, \%$	$\Delta\sigma_{нк}, \%$
1	0,45	0,79
2	0,42	0,83
3	0,95	0,84

ны и закрутки потока. Во многих работах отечественных инженеров-расчетчиков используется модель турбулентности k- ϵ , но при этом она обладает недостатками, связанными с описанием пограничных слоев с градиентом давления, сильных вихрей с кривизной линий тока, перехода из ламинарного в турбулентное течение, трехмерных течений с реламинаризацией погранслоя, а также при моделировании сжимаемых и отрывных течений. Вследствие увеличения параметров потока за компрессором низкого давления, увеличения радиальной кривизны потока по тракту от вентилятора к компрессору, различных технологических особенностей изготовления деталей сварного промежуточного корпуса (штамповка, сварка, шероховатость поверхности, поводки при термообработке), низкой сходимости с результатами эксперимента модель турбулентности k- ϵ нецелесообразно использовать с точки зрения конструкции промежуточного корпуса двигателя нового поколения для выполнения расчетов на полетных режимах работы двигателя. При всем многообразии моделей турбулентности конечный выбор используемой зависит от опыта инженера-расчетчика и сходимости результатов расчета с экспериментом [10, 11].

Для моделирования течения на входе в расчетную область задавались радиальные градиенты полного давления и температуры, а также закрутка потока на выходе из компрессора низкого давления на заданном режиме работы двигателя, которые были получены по результатам газодинамического мо-

делирования измененного компрессора низкого давления. На выходном сечении расчетной модели задавался расход воздуха, который соответствовал режиму работы изделия. Выход из расчетной области был значительно отодвинут вправо по потоку (в сторону сопла) в сравнении с первоначальной геометрией. Это сделано для того, чтобы устранить влияние заданных на границе параметров на течение непосредственно в интересующей части расчетной области [12, 13].

При моделировании вязких отрывных течений в пространственных каналах для правильного определения потерь очень важно использовать сетки, позволяющие правильно учитывать влияние стенок. Для этого разностные сетки должны быть адаптированы к поверхности путем сгущения вдоль сеточных линий к стенкам. При этом скорость нарастания размера ячеек по мере удаления от стенки не должна превышать 10 %. Сеточная модель состоит из тетраэдров с разрешением в пристеночной зоне. Размеры сеточных моделей варьируются в зависимости от конфигурации и достигают ≈ 50 млн элементов [11, 12].

Результаты исследования

По результатам расчета было получено распределение полей полного давления и чисел Маха на выходе из расчетной области, а также были рассчитаны потери полного давления в различных вариантах расчетных моделей [14, 15]. В табл. 1 приведены значения потерь полного давления по проточной части

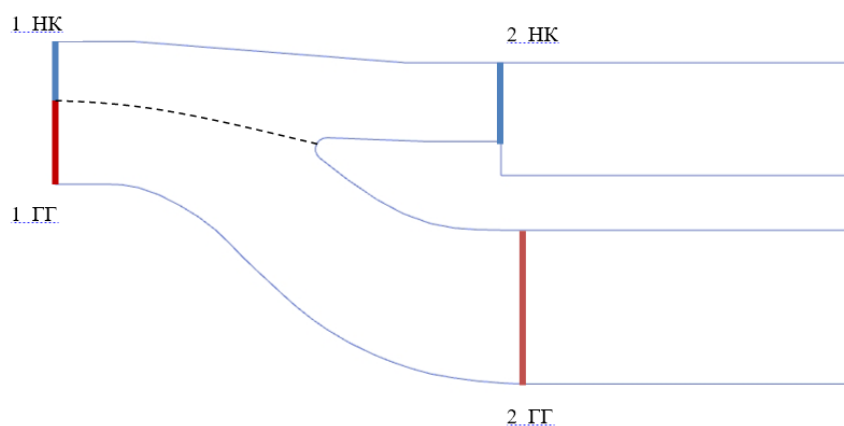


Рис. 5. Расположение контрольных сечений (определение потерь полного давления)
Fig. 5. Location of control sections (determination of total pressure losses)

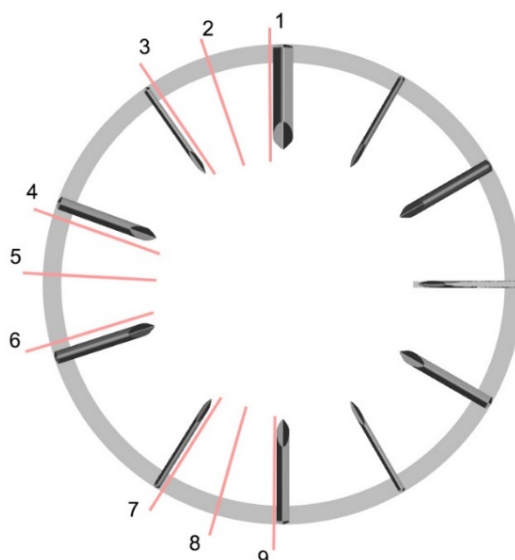


Рис. 6. Расположение контрольных сечений в расчетной области
Fig. 6. The location of the control sections in the design area

промежуточного корпуса в процентном соотношении.

Потери полного давления для каждого из контуров рассчитывались по формуле

$$\Delta\sigma_{ГГ} = \left(1 - \frac{\overline{P^*_{2ГГ}}}{\overline{P^*_{1ГГ}}}\right) \cdot 100;$$

$$\Delta\sigma_{НК} = \left(1 - \frac{\overline{P^*_{2НК}}}{\overline{P^*_{1НК}}}\right) \cdot 100$$

при условии, что $G_{1 НК} = G_{2 НК}$ и $G_{1 ГГ} = G_{2 ГГ}$,

где $\overline{P^*}$ – значение осредненного по расходу полного давления в рассматриваемом сечении.

На рис. 5 изображены контрольные сечения, в которых определялись потери полного давления.

Расположение сечений для отображения картин течения показано на рис. 6. Сечение 1 вблизи «толстой» стойки, сечение 2 между «толстой» и «тонкой» стойкой, сечение 3 вблизи «тонкой» стойки. Сечение 5 между «тонкой» и «средней» стойками, сечение 8 между «тонкой» и «средней» стойкой. Приведенные сечения позволяют проанализировать течения в характерных местах конструкции.

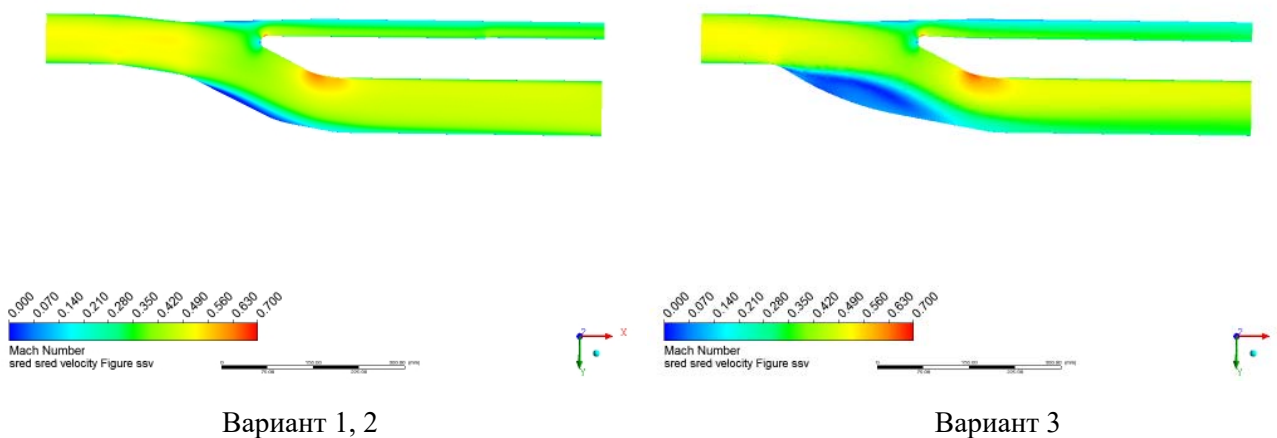


Рис. 7. Распределение числа Маха в меридиональном сечении
Fig. 7. Distribution of the Mach number in the meridional section

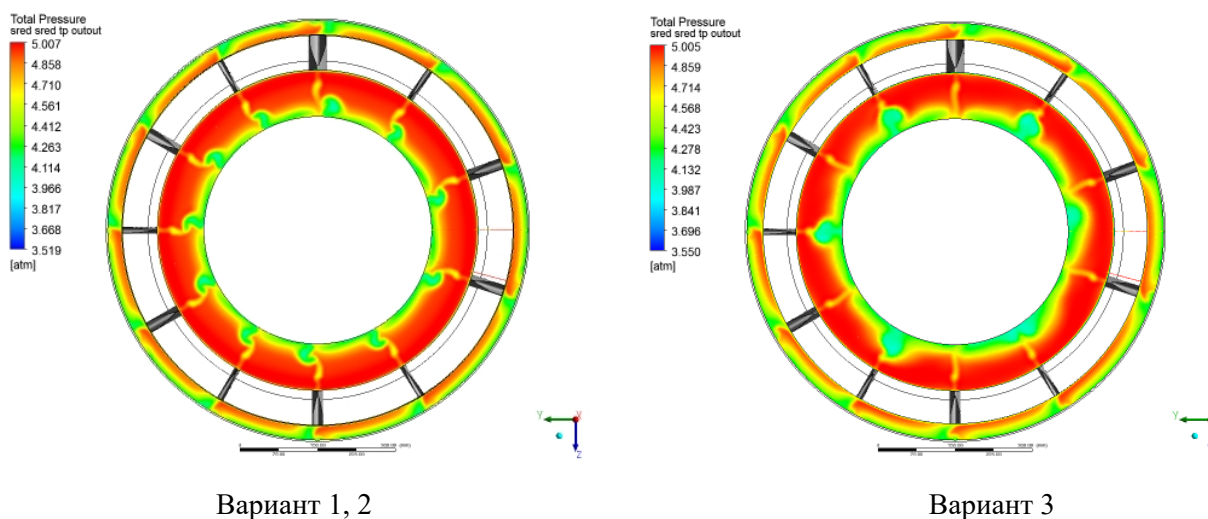


Рис. 8. Распределение полного давления в выходном сечении
Fig. 8. Distribution of total pressure in the outlet section

Расчеты для первого и второго вариантов геометрии показывают сравнимый уровень потерь полного давления, поэтому в дальнейшем полученные картины распределения характеристик по тракту канала можно обобщить, для третьего варианта конструкции наблюдается резкий локальный разгон потока на разделителе вблизи стоек с наибольшей и средней толщиной, что соответствует максимальному числу Маха 0,8. Также возникает интенсивное торможение потока во внешнем канале вблизи стоек.

Распределение числа Маха в меридиональном сечении показано на рис. 7. В вариантах 1 и 2 обтекание разделителя происходит без значительного ускорения потока, что соответствует низким потерям как во внешнем, так и во внутреннем контуре. В варианте 3 ранний срыв потока на внутреннем кольце приводит к увеличению неравномерности на входе в компрессор высокого давления.

Распределение полного давления в сечениях на входе в наружный контур и газогенератор представлено на рис. 8. Характер тече-

ния на входе в наружный контур является практически идентичным для рассматриваемых вариантов. На выходе из расчетной области, в сечении входа в компрессор высокого давления, для варианта 3 характер течения за стойками выглядит более развитым и неравномерным, что вызвано неудовлетворительным обтеканием стоек из-за особенностей геометрии нижнего обвода конструкции опорного обода промежуточного корпуса [14, 16].

Обсуждение полученных результатов и заключение

По результатам газодинамического моделирования предложенных конструкций можно сделать выводы о низкой зависимости потерь давления торможения от изменения обводов канала промежуточного корпуса, что в первую очередь зависит от плавного изменения диаметров входа и выхода канала. По результатам изменения осевого размера, получения новой геометрии стоек и изменения их номенклатуры удалось достигнуть локального уменьшения скоростей λ в зоне наружного обвода разделительного кольца на входе в компрессор высокого давления и внутреннего обвода на выходе из компрессора низкого давления приблизительно на 10 % в сравнении с промежуточным корпусом двигателя прототипа. Для более точного моделирования предложенной конструкции необходимо произвести расчет на прочих режимах работы двигателя, в том числе и переходных, а также принять во внимание взаимное влияние компрессоров низкого и высокого давления, дроссельные режимы работы, регулирование внутри двигателя, технологические отклонения и радиальные зазоры в компрессорах.

При проектировании промежуточного корпуса целесообразно обеспечить постоянство площадей по каналу внутреннего контура, что позволит минимизировать потери полного давления на входе в компрессор высокого давления. Таким образом, рекомендацией по профилированию разделителя является использование в качестве образующей

линии непрерывно меняющейся кривизны, без резких изменений площадей на входе и выходе в каналы между стойками. Постоянство площадей по каналу внутреннего контура позволит минимизировать потери полного давления на входе в компрессор высокого давления.

Результаты данных исследований могут быть использованы для промежуточных корпусов турбореактивного двухконтурного двигателя с размерностью диаметра входа ≈ 1 метр. При этом встроенная электрическая машина для стартерного режима проектируется согласно данным по потребной мощности и крутящему моменту традиционного стартера, который расположен на коробке агрегатов, с пересчетом передаточных отношений зубчатых передач в случае с директивной связью.

В конечном итоге ввиду тенденций по улучшению удельных показателей газотурбинных двигателей при высоких числах Маха на высоте, увеличению диаметра компрессора низкого давления и уменьшению диаметра компрессора высокого давления увеличение осевого габарита благоприятно влияет на характер течения воздуха и обеспечивает низкий уровень потерь полного давления, но при этом масса узла также увеличивается. Для нивелирования отрицательного эффекта от увеличения массы целесообразно рассмотреть другие технологические способы изготовления промежуточного корпуса вместо сварки, например крупногабаритное литье или аддитивное производство, что исключит дополнительный материал в сварных швах. Также необходимо увеличивать удельную мощность электрических машин (кВт/кг) для уменьшения их осевых габаритов.

Список литературы

1. Охотников М.В. О возможности внедрения интегрированного стартер-генератора в корпус газотурбинного двигателя / М.В. Охотников, И.Г. Лисовин, В.Е. Вавилов, Ф.Р. Исмагилов // Электротехника. 2023. № 12. С. 3–7. DOI: 10.53891/00135860_2023_12_3

2. **Исмагилов Ф.Р.** Концепция создания электрифицированного авиационного двигателя / Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, Р.Р. Уразбахтин, Р.С. Старков // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 52–58.
3. **Мусаев А.Г.** Повышение надежности системы запуска турбореактивного двигателя // Символ науки: международный научный журнал. 2023. № 2-2. С. 14–16.
4. **Горячкин Е.С.** Метод оптимизации многоступенчатых компрессоров / Е.С. Горячкин, В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, О.В. Батурин, Ю.Д. Новикова // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2021. № 3 (138). С. 38–59. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-3-38-59
5. **Алендарь А.Д., Грунин А.Н., Силюнова М.В.** Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 24–36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36
6. **Марчуков Е.Ю., Волков А.И., Федоров С.А. и др.** Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 2021. 121 с.
7. **Балакин Д.А., Зубко А.И., Комаров А.А.** Бесконтактный аппаратно-программный комплекс диагностики газотурбинного двигателя [Электронный ресурс] // Союз машиностроителей России. Национальная научно-техническая конференция. 2022. № 1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/beskontaktnyy-apparatno-programmnyy-kompleks-diagnosticski-gazoturbinnogo-dvigatelya> (дата обращения: 29.06.2025).
8. **Потапов В.А., Санько А.А.** Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора турбовального газотурбинного двигателя с учетом нелинейности эрозионного износа его лопаток // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 5. С. 39–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53
9. **Попов А.Н., Федечкин К.С.** Расчетные исследования по влиянию разделителя потока на характеристики вентилятора // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 134. С. 96–104.
10. **Волков К.Н., Емельянов В.Н.** Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 368 с.
11. **Золотухин А.С., Давлетгареева Е.И., Малышев Ф.А.** Учет влияния производственных отклонений от формы проточной части многоступенчатого осевого компрессора // Омский научный вестник. Серия Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2024. Т. 8, № 2. С. 45–51. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-2-45-51
12. **Ануров Ю.М.** Численный анализ возможностей 2-D и 3-D методов проектирования осевых турбомашин / Ю.М. Ануров, С.О. Беляева, В.А. Коваль, Е.А. Ковалева, С.В. Ярославцев // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2009. Т. 4, № 5 (40). С. 12–18.
13. **Попов С.С., Черкасов А.Н., Клепиков Д.С.** Методика оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики авиационных газотурбинных двигателей: моделирование газодинамики осевого компрессора // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2025. № 1 (152). С. 37–58.
14. **Кашкин Ю.Ф., Коновалов А.Е., Крашенинников С.Ю. и др.** Исследование пространственных отрывных течений в диффузорных каналах // Техника воздушного флота. 2009. Т. 83, № 1. С. 65–70.
15. **Ремизов А.Е., Карелин О.О.** Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик переходного канала со стойками в системе турбины ГТД в условиях аэродинамических следов // Вестник УГАТУ. 2021. Т. 25, № 3 (93). С. 56–63. DOI: 10.54708/19926502_2021_2539356
16. **Бакланов А.В.** Влияние конструкции кольцевых диффузоров на потери давления [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2022. № 122. DOI: 10.34759/trd-2022-122-08 (дата обращения: 29.06.2025).

References

1. Okhotnikov, M.V., Lisovin, I.G., Vavilov, V.E., Ismagilov, F.R. (2023). About the possibility of introducing an integrated start-generator into the body of a gas turbine engine. *Elektrotehnika*, no. 12, pp. 3–7. DOI: 10.53891/00135860_2023_12_3 (in Russian)

2. Ismagilov, F.R., Vavilov, V.E., Urazbaktin, R.R., Starkov, R.S. (2020). The concept of creating a more electric aircraft engine. *Vestnik UGATU*, vol. 24, no. 3 (89), pp. 52–58. (in Russian)

3. Musaev, A.G. (2023). Improving the reliability of the turbojet engine launch system. *Symbol of Science: International Scientific Journal*, no. 2-2, pp. 14–16. (in Russian)

4. Goryachkin, E.S., Matveev, V.N., Popov, G.M., Baturin, O.V., Novikova, Yu.D. (2021). Optimisation method for multistage compressors. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, no. 3 (138), pp. 38–59. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-3-38-59 (in Russian)

5. Alendar, A.D., Grunin, A.N., Siluyanov, M.V. (2021). Analysis of basic concepts of advanced engines for supersonic civil aircraft on the basis of foreign designer's experience. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 20, no. 3, pp. 24–36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36 (in Russian)

6. Marchukov, E.Yu., Volkov, A.I., Fedorov, S.A. et al. (2021). AL-31F Afterburning Turbofan Engine: Study Guide. Moscow: Izdatelstvo MAI, 121 p. (in Russian)

7. Balakin, D.A., Zubko, A.I., Komarov, A.A. (2022). The contactless hardware and software complex for diagnostics of a gas turbine engine. In: *Soyuz mashinostroiteley Rossii. Natsional'naya nauchno-tehnicheskaya konferentsiya*, no. 1. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/beskontaktnyy-apparatno-programmnyy-kompleks-diaagnostiki-gazoturbinnogo-dvigatelya> (accessed: 29.06.2025). (in Russian)

8. Potapov, V.A., Sanko, A.A. (2020). Performance simulation of multi-stage axial-flow compressor of turbo-shaft engine with account for erosive wear nonlinearity of its blades.

Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 5, pp. 39–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53 (in Russian)

9. Popov, A.N., Fedechkin, K.S. (2008). Calculated exploration on influence of the stream separator on characteristics of the fan. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 134, pp. 96–104. (in Russian)

10. Volkov, K.N., Yemelyanov, V.N. (2008). Modeling of large vortices in calculations of turbulent flows. Moscow: FIZMATLIT, 368 p. (in Russian)

11. Zolotukhin, A.S., Davletgareeva, E.I., Malyshev, F.A. (2024). Consideration of the effect of manufacturing deviations from the shape of a multistage axial compressor. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*, vol. 8, no. 2, pp. 45–51. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-2-45-51 (in Russian)

12. Anurov, Yu.M., Belyaeva, S.O., Koval, V.A., Kovaleva, E.A., Yaroslavtsev, S.V. (2009). Numerical analysis possibilities of 2-D and 3-D design methods for axial turbomachines. *Vostochno-Yevropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy*, vol. 4, no. 5 (40), pp. 12–18. (in Russian)

13. Popov, S.S., Cherkasov, A.N., Klepikov, D.S. (2025). Methodology for assessing abrasive particles separation in the axial compressors influencing characteristics of the aerial vehicle gas turbine engines: dynamics simulation in an axial compressor. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, no. 1 (152), pp. 37–58. (in Russian).

14. Kashkin, Yu.F., Kononov, A.E., Krashenninnikov, S.Y. et al. (2009). Investigation of spatial separation currents in diffusor channels. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 1, pp. 65–70. (in Russian)

15. Remizov, A.E., Karelin, O.O. (2021). An experimental study of the aerodynamic characteristics of gte interturbine duct with struts in conditions of aerodynamic wakes simulated with a model wheel. *Vestnik UGATU*, vol. 25, no. 3 (93), pp. 56–63. DOI: 10.54708/199265_02_2021_2539356 (in Russian)

16. **Baklanov, A.V.** (2022). The effect of the annular diffuser design on pressure loss. *Trudy MAI*, no. 122. DOI: 10.34759/trd-2022-122-08 (accessed: 29.06.2025). (in Russian)

Сведения об авторе

Кондряков Артур Дмитриевич, аспирант и ассистент кафедры конструкции и проектирования двигателей Московского авиационного института (национального исследовательского университета), начальник бригады статора конструкторского отдела компрессоров ОКБ им. А. Люльки филиала ПАО «ОДК-УМПО», tetra1337@mail.ru.

Information about the author

Arthur D. Kondryakov, Postgraduate Student and Assistant of the 203 Chair “Engine Design and Engineering”, Moscow Aviation Institute (National Research University), The Head of the Stator Sub-department in the Compressor Design Department of Experimental Design Bureau named after A. M. Lyulka – Branch of Public Joint-Stock Company United Engine Corporation – Ufa Engine Building Production Association (PJSC UEC-UMPO), tetra1337@mail.ru

Поступила в редакцию	22.08.2025	Received	22.08.2025
Одобрена после рецензирования	01.11.2025	Approved after reviewing	01.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

УДК 629.735
DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-106-120

Numerical study of helicopter airframe aerodynamics combined with coaxial main rotor using the URANS method

S.G. Konstantinov¹, P.V. Makeev¹, A.I. Shomov¹

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

Abstract: The work is dedicated to numerical modeling of Kamov Ka-226 helicopter aerodynamics for isolated helicopter airframe and helicopter airframe with coaxial main rotor. The CFD (computational fluid dynamics) method based on the URANS approach (Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) based on the Ansys Fluent software has been used. The hybrid overset mesh contained from 45 (isolated airframe) to 58 (airframe/rotor combination) million cells. The isolated helicopter airframe aerodynamic characteristics have been investigated for various airframe configurations such as: isolated fuselage, fuselage + tail, fuselage + tail + rotor head and fuselage + tail + rotor hub + landing gear (full configuration). The range of pitch angles from -16 to $+16^\circ$ has been considered. The full airframe/rotor combination aerodynamics has been investigated for a flight speed of 30 m/s. Comparison of calculated aerodynamic characteristics of isolated fuselage and full airframe configuration with wind tunnel (WT) test data has showed a satisfactory match. The results of numerical modelling of helicopter airframe aerodynamics have demonstrated specific features, such as: presence of negative lift force on the helicopters fuselage in horizontal flight and formation of two powerful vortex bundles behind the fuselage that affecting the tail stabilizer. The results of numerical modelling of helicopter airframe/rotor combination have allowed evaluating the effect of main rotor wake on the helicopter airframe aerodynamics. The performed study demonstrates the wide possibilities of the URANS approach in solving the complex problems of optimizing helicopter aerodynamics, taking into account the interference of airframe, its individual parts and main rotor.

Keywords: CFD, URANS method, helicopter airframe, coaxial main rotor, aerodynamic characteristics, aerodynamic interference.

For citation: Konstantinov, S.G., Makeev, P.V., Shomov, A.I. (2026). Numerical study of helicopter airframe aerodynamics combined with coaxial main rotor using the URANS method. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 2, pp. 106–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-106-120

Численное исследование аэродинамики комбинации планера и соосного несущего винта вертолета на основе метода URANS

С.Г. Константинов¹, П.В. Макеев¹, А.И. Шомов¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация: Работа посвящена численному моделированию аэродинамических характеристик планера вертолета Камов Ка-226, а также комбинации планера и соосного несущего винта. Использован метод CFD (computational fluid dynamics) на основе подхода URANS (Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) с моделью турбулентности $k-\omega$ SST на базе пакета Ansys Fluent. Созданная для решения поставленных задач гибридная оверсетная расчетная сетка содержала от 45 миллионов (планер) до 58 миллионов (комбинация планера и несущего винта) ячеек. Характеристики планера вертолета рассчитаны для различных конфигураций, таких как изолированный фюзеляж, фюзеляж + оперение, фюзеляж + оперение + колонка автомата перекоса, фюзеляж + оперение + колонка автомата перекоса + шасси (полная конфигурация) в диапазоне углов атаки планера от -16 до $+16^\circ$. Комбинация планера и несущего винта рассчитана в полной конфигурации для скорости полета 30 м/с. Сравнение расчетных аэродинамических характеристик изолированного фюзеляжа и планера вертолета в полной конфигурации с экспериментальными данными продувок в аэродинамической трубе показало удовлетворительное совпадение. Результаты численного моделирования аэродинамических характеристик планера продемонстрировали ряд особенностей: возникновение отрицательной подъемной силы на фюзеляже на режиме

горизонтального полета и формирование за ним двух мощных вихревых жгутов, оказывающих влияние на хвостовое оперение. Результаты численного моделирования аэродинамических характеристик комбинации планера и НВ позволили оценить также влияние вихревого следа НВ на аэродинамические характеристики планера. Выполненное исследование демонстрирует широкие возможности примененного подхода URANS для решения задач оптимизации аэродинамики вертолета с учетом интерференции его планера, отдельных частей и соосного несущего винта.

Ключевые слова: метод URANS, планер вертолета, соосный несущий винт, аэродинамические характеристики.

Для цитирования: Константинов С.Г., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное исследование аэродинамики комбинации планера и соосного несущего винта вертолета на основе метода URANS // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 106–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-106-120

Introduction

The aerodynamics of the helicopter airframe significantly affects its flight performance. Therefore, the choice of the optimal configuration of the airframe, taking into account the interference between its individual elements, as well as the main rotor, is an important task.

Solving such problems requires complex and expensive experimental studies, especially if it is necessary to model the aerodynamic characteristics of the helicopter airframe with main rotor. In this regard, the possibility of numerical modeling of the aerodynamic characteristics of an isolated helicopter airframe, as well as a helicopter airframe, taking into account the induced effects of main rotor, is of interest. Potentially, such an approach can significantly complement the results of experimental studies and reduce their costs. The current level of supercomputer technologies and numerical modeling methods has led to the possibility of practical implementation of such tasks. As a result, in the last two decades, a number of research papers has been published on the aerodynamic characteristics of helicopter fuselages (airframes) including the main and tail rotors influence, based on various numerical methods.

Thus, in paper [1] three different CFD packages are used: OVERFLOW 2.0, elsA and FUN3D. In all three cases, the RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) approach is used. The aerodynamic characteristics of the Dauphin helicopter (fuselage + tail) in an isolated formulation are considered, as well as taking into account the influence of the main rotor (active disk model). In the work by [2], on the basis of the original CFD package

HMB (Helicopter Multi-Block), a specialized test task ROBIN (Rotor Body Interaction) from NASA (isolated fuselage with main rotor) and a task within the GOAHEAD project (Generation of Advanced Helicopter Experimental Aerodynamic Database for CFD code validation) are solved. In [3] an original approach based on the VTM (Vorticity Transport Method) method has been used to solve the ROBIN test. In [4] on the basis of the CFD solver proposed by the authors, together with the ROBIN test, the complete configuration of the UH-60 helicopter airframe, including the main and tail rotors have been considered. In [5] have used the FUN3D CFD package (URANS approach) and the CHARM CFD package (vortex method) to study the interaction of the fuselage and rotor. In the article by [6], an EC-135 helicopter (fuselage + rotor head + tail + main and tail rotors) has been modeled on the basis of the FLOWer CFD package (URANS approach). The work focuses on the study of the influence of the main rotor hub fairing on the aerodynamics of the helicopter. In [7], an original vortex method is used to solve test problems for a combination of fuselage and rotor. In the article by [8] based on the CFD package Star-CCM+ (URANS approach), the aerodynamic characteristics of an isolated fuselage have been investigated. In the work by [9], the CFD package FLUENT has been used to analyze the interference of the fuselage and the main rotor, also using the URANS approach. In the article by [10], the interference of the rotor and the fuselage of a helicopter has been investigated on the basis of an original unsteady panel/vortex model. In [11], CFD/CSD (computational structural dynamics) studies have been performed for the Sikorsky X-2 ABC (Advanced Blade Concept)

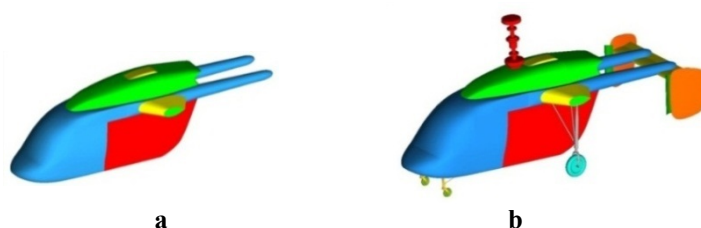


Fig. 1. Models of isolated fuselage (a) and full airframe (b)

technology demonstrator helicopter (fuselage + tail + coaxial rotor). The PRASADUM CSD package and the CREATE-AV CFD package, which includes the OVERFLOW CFD package (URANS approach), have been used. In [12] the effect of the main rotor on the tail boom of a helicopter based on the CFD package HMB (Helicopter Multi-Block) using the URANS approach was investigated. The work by [13] uses the original CFD package to simulate the test of main rotor and fuselage (cylinder body) interference from GIT (Georgia Institute of Technology). In [14], two CFD packages are used to model the aerodynamics of an isolated fuselage: PUMA and FLUENT. [15] in their article also use two different CFD packages with the URANS approach: STAR-CCM+ and CREATETM-AV. The aerodynamics of the fuselage and rotor combination and their interaction with the tail are simulated. In [16] based on the CFD approach, the aeroacoustics problem for a combination of a coaxial rotor and a fuselage is considered. One of the newest works in the field under consideration is the article [17], which examines the interference of the body and propellers of an unmanned quadcopter. Another work by [18, 19] is devoted to the study of interference between the main and tail rotors of a single-rotor helicopter (taking into account the fuselage). Both of these works also use the URANS approach.

Thus, nowadays modern CFD methods of numerical modeling are widely used to solve various problems related to the aerodynamics of the helicopter fuselage/rotors combinations. The URANS approach, which combines relatively moderate requirements for computing resources, vast opportunities for aerodynamic analysis, and

sufficient accuracy of the results obtained, has now become the most widespread. At the same time, most of the works published on this topic consider an isolated fuselage and focus on the validation of various CFD codes. Works considering the combination of helicopter rotors and full airframe, including the fuselage, tail, rotor hub, landing gear and other elements are still quite rare.

In the presented work, two tasks are solved on the basis of the Ansys Fluent CFD package and the URANS approach. The first is the study of the aerodynamic characteristics of the isolated airframe of the Ka-226 helicopter (in various configurations) in a wide range of angles of attack. The second is modeling the aerodynamics of a combination of helicopter airframe and coaxial main rotor in forward flight.

Research methods and methodology

The calculation of the aerodynamic characteristics of the Ka-226 helicopter airframe (fig. 1) [20] has been carried out for pitch angles α from -16 to $+16^\circ$ with an interval $\Delta\alpha = 4^\circ$ for two Reynolds numbers. The Reynolds number $Re = 7.2 \cdot 10^6$ corresponds to the conditions of the experiment conducted for the model of Ka-226 airframe in WT and is described in paper [19]. The Reynolds number $Re = 1.7 \cdot 10^7$ is a full-scale and corresponds to the forward flight mode of a helicopter with a speed of $V = 30$ m/s. The Reynolds number was calculated for the length of the fuselage $LF = 6.62$ m.

For calculations, a hybrid mesh has been created, consisting of separate zones united by an overset interface, containing about 45 million cells (fig. 2). The calculation area has had a cy-

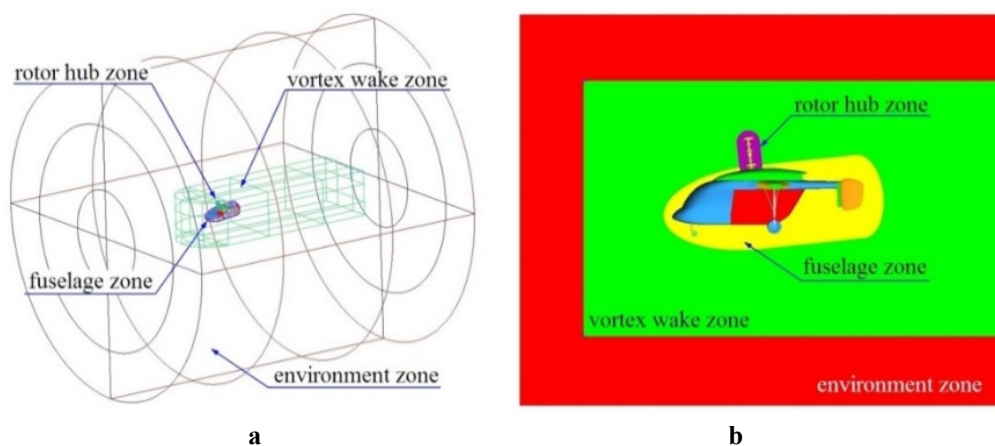


Fig. 2. Computational volume zones scheme

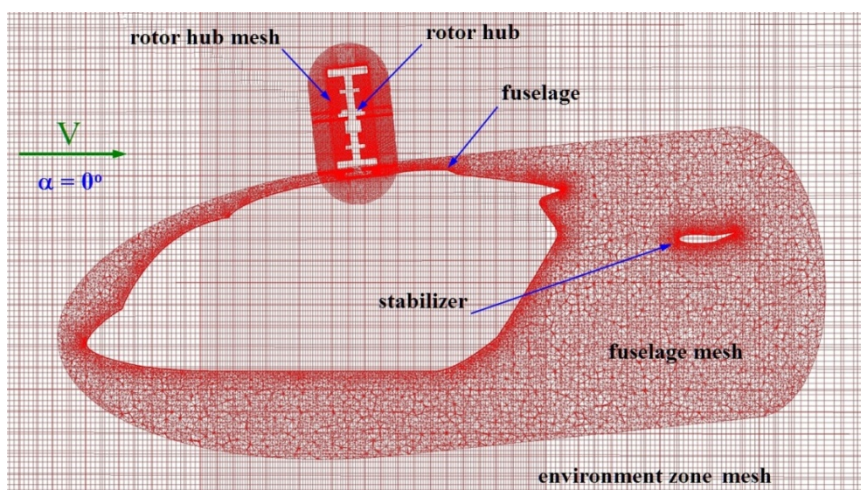


Fig. 3. The structure of computational mesh in the plane of symmetry of the helicopter

lindrical shape. The boundaries of the design area have been located at a distance of $15L_F$ (here L_F is the length of the fuselage) on the side and in front of the helicopter airframe, with the exception of the output boundary, which has been distant by $25L_F$. The surface mesh of the airframe and its elements was constructed in such a way that the first mesh node has been located in the region of the viscous velocity profile $Y^+ \leq 1$ (fig. 3). Preliminary studies of mesh convergence have shown that the quality of the calculated mesh and the mesh resolution are sufficient to solve the task.

Numerical modelling has been carried out in an unsteady formulation and covered changes in the flow parameters over time. In the calcula-

tions there has been used the finite volume method based on the URANS approach (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations) with a $k-\omega$ SST turbulence model. The parameters of the initial turbulence have been selected based on the conditions of the average intensity of the developed turbulent flow. The value of the relative turbulent viscosity has been assumed to be 5. The value of the turbulent intensity has been assumed to be 1%.

The aerodynamic characteristics of the airframe, taking into account the effect of the induced flow from the coaxial main rotor of the Ka-226 helicopter, have been calculated for the forward flight speed $V = 30 \text{ m/s}$ ($Re = 1.7 \cdot 10^7$) and pitch angle $\alpha = 1.3^\circ$. The coaxial main rotor

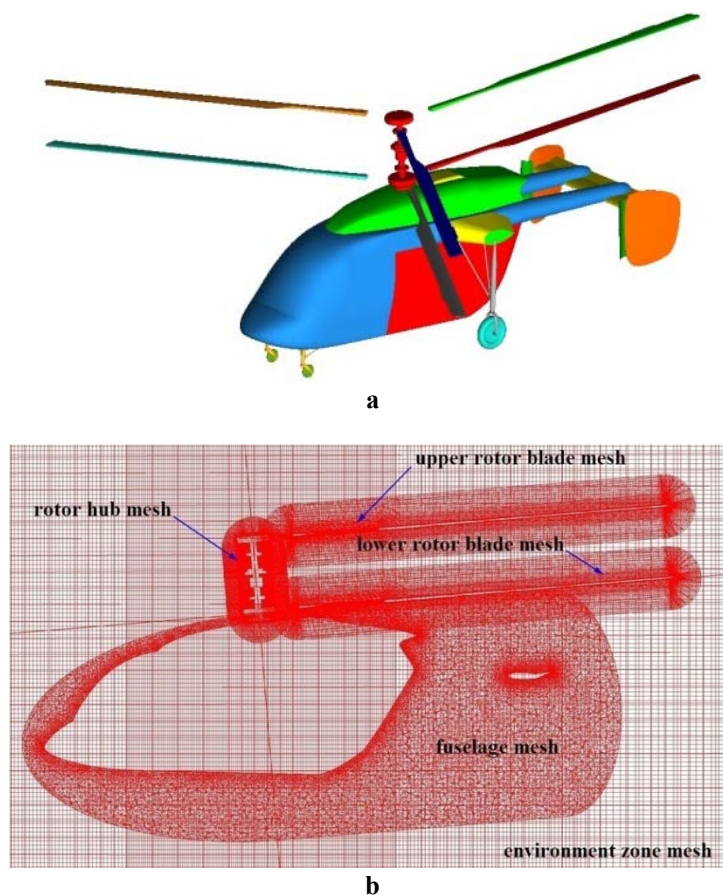


Fig. 4. Model of airframe/rotor combination (a) and structure of the computational mesh in the plane of symmetry (b)

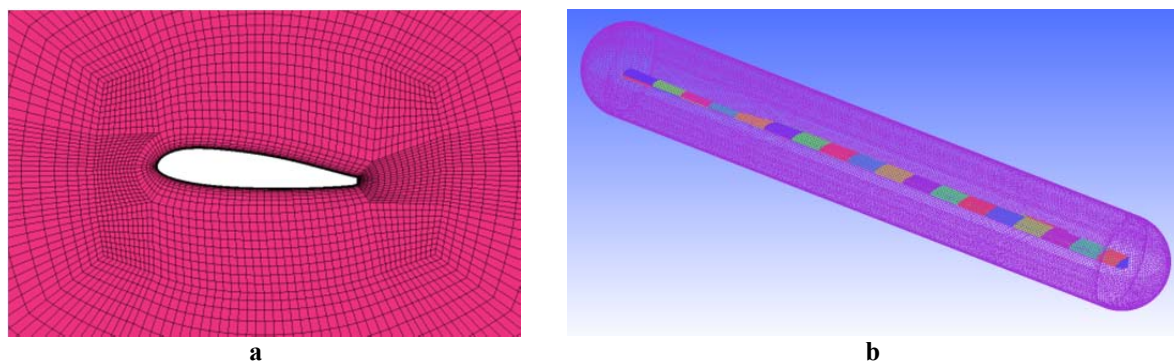


Fig. 5. The structures of the mesh in the cross section (a) and the surface mesh (b) of the rotor blade

has had the following parameters: radius of the rotor $R = 6.62$ m; rotor solidity $\sigma = 0.075$; rotor blade tip speed $\omega R = 198.3$ m/s; blade twist $\theta\Sigma = -8.35^\circ$; blade chord $c = 0.26$ m; number of blades $N_b = 2 \times 3$.

For the calculations, the basic helicopter airframe mesh has been used. The zones of the rotor blades have been added to this mesh. Total meshes have been combined using an overset

interface (fig. 4 and fig. 5). The final calculated mesh eventually contained about 58 million cells and has been constructed at the surface of the blades in such a way that the first node of the mesh has been in the region of the viscous velocity profile $Y^+ \leq 1$. Preliminary studies of mesh convergence have shown that the quality of the calculated mesh and the mesh resolution are sufficient to solve the task.

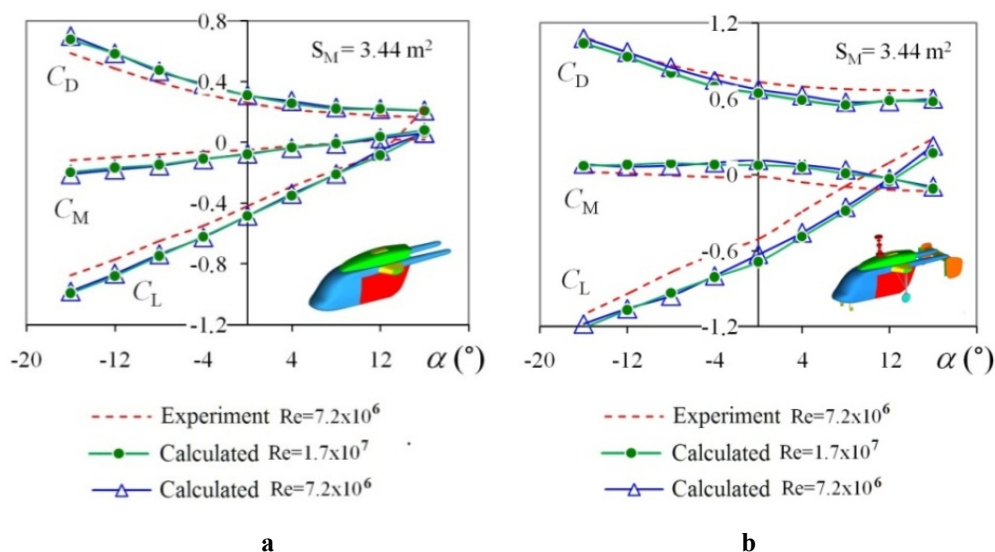


Fig. 6. Calculated and experimental dependencies of the drag C_D , lift C_L and pitch moment C_M coefficients for isolated fuselage (a) and full airframe (b)

The numerical modelling for helicopter airframe/rotor combination has been carried out in the same formulation and with the same environmental conditions and properties as for the isolated helicopter airframe studying.

Upper and lower rotor collective and cyclic pitch laws have been corresponded to the flight of Ka-226 helicopter with forward flight speed $V = 30 \text{ m/s}$. These rotor control laws have been determined in preliminary studies using the free wake model developed at MAI. The free wake model is described in the work [21] dedicated to numerical simulation of an isolated Ka-226 coaxial main rotor aerodynamics. The upper and lower rotors have been balanced in torque. The rotor blades have been modeled to be absolutely rigid for bending and twisting.

Results and Discussion

Figure 6 shows calculated dependencies of the lift force C_L , drag force C_D and pitching moment C_M coefficients on the angle of attack α and on the Reynolds number Re for isolated fuselage (fig. 6, a) and full airframe (fig. 6, b) of the helicopter. Aerodynamic coefficients are relative to the area of fuselage cross-section $S_M = 3.44 \text{ m}^2$. Comparison of calculated and experimental [19] data showed satisfactory coin-

cidence. Analysis of calculated results of helicopter airframe with landing gear and main rotor hub in comparison with an isolated helicopter fuselage showed the influence of the local Re number on the aerodynamic characteristics of the helicopter airframe elements. This effect is important to take into account when conducting experimental studies. Also, the diagrams in the Figure 6 show that helicopter airframe has a negative lifting force in forward flight, that requires an additional power to compensate it.

Figure 7 shows calculated dependencies between the lift force C_L , drag force C_D and pitching moment C_M coefficients and the angle of attack α for different airframe configurations. Coefficients pitching moment C_M was calculated for the center of weights of the helicopter. Separately, data are given for 4 configurations: isolated fuselage, fuselage + tail, fuselage + tail + rotor hub, fuselage + tail + rotor hub + landing gear. These graphs allow estimating the contribution of various elements of the airframe to the resulting full aerodynamic characteristics.

An important advantage of modern numerical methods is the ability to determine not only total, but also distributed aerodynamic characteristics, such as pressure distribution over the surface. In addition, they make it possible to analyze in detail the flow and the wake structure behind the object.

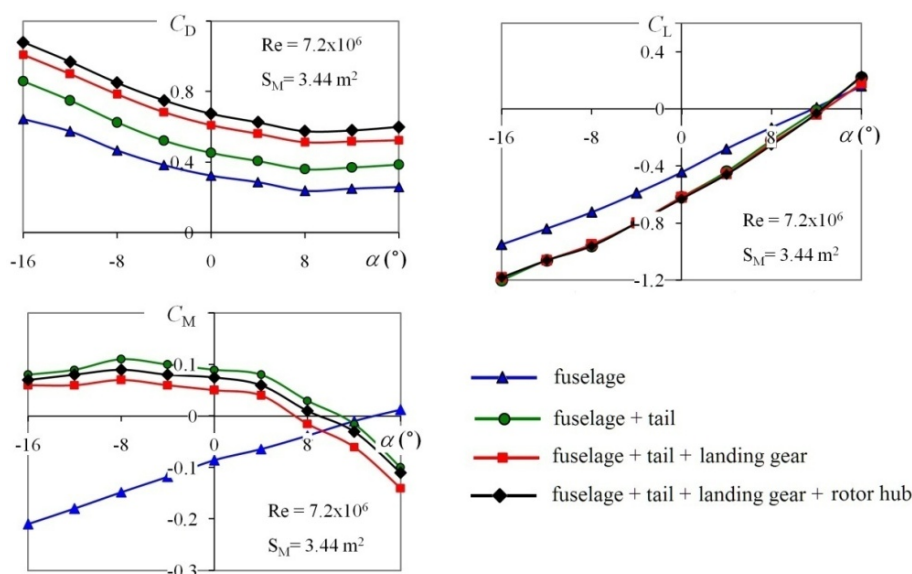


Fig. 7. Calculated dependencies of the drag C_D , lift C_L and pitch moment C_M coefficients for isolated fuselage and various airframe configurations

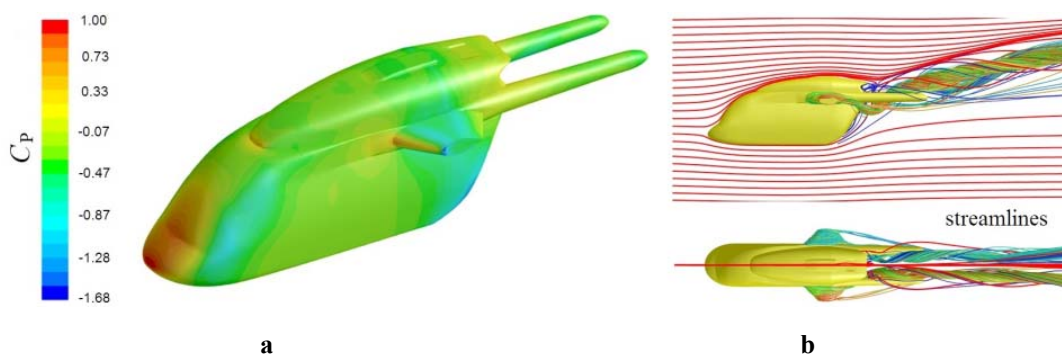


Fig. 8. Distribution of the pressure coefficient (a) over the surface and visualization of the flow around isolated helicopter fuselage using streamlines (b)

Figure 8 shows the distribution of the pressure coefficient c_p over the surface of isolated helicopter fuselage and flow visualization. It can be seen, that the airframe flow is accompanied by the formation of two vortex bundles falling from the back of fuselage into the area of the helicopter's tail. These vortices will have a significant induced effect on the vertical and horizontal stabilizers. Therefore, at the stage of developing the layout of the helicopter, the tail must be positioned taking into account the flow structure around the helicopter. To improve the airframe aerodynamics in this case the different shapes of the back of fuselage may be considered.

An important advantage of modern numerical methods is the ability to determine not only total, but also distributed aerodynamic characteristics, such as pressure distribution over the surface. In addition, they make it possible to analyze in detail the flow and the wake structure behind the object.

Figure 9 shows the velocity V (fig. 9, a) and vorticity ω (fig. 9, b) fields in the longitudinal section of computational mesh for isolated fuselage. Figure 10 shows the velocity (fig. 10, a) and vorticity (fig. 10, b) fields for full helicopters airframe with tail, landing gear and rotor hub. Pitch angles of -8 and 4 degrees are presented in Figures 9 and 10. These results give a

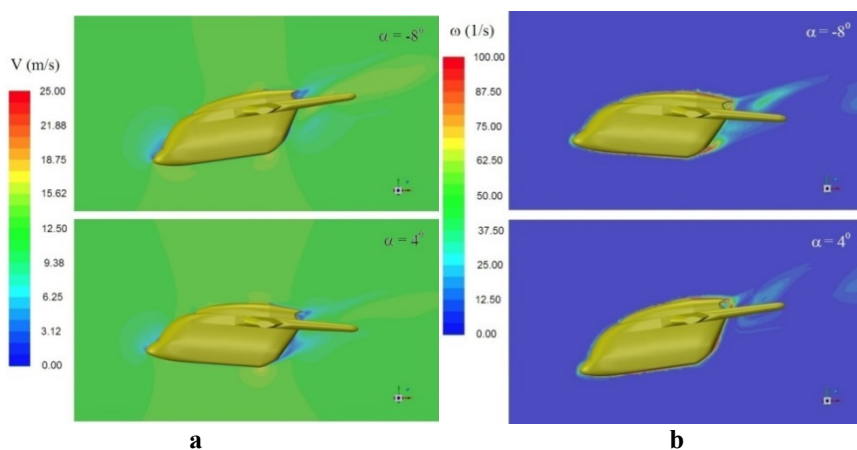


Fig. 9. Velocity fields (a) and vorticity contours (b) of isolated fuselage: $Re = 7.2 \cdot 10^6$

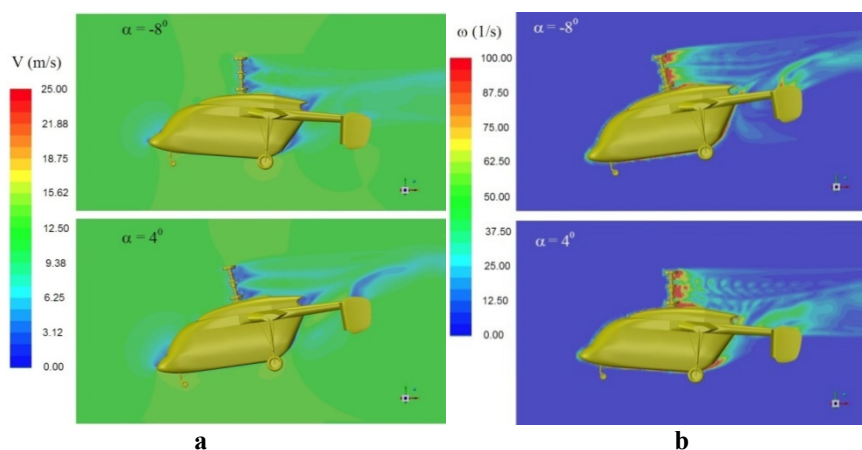


Fig. 10. Velocity fields (a) and vorticity contours (b) of full airframe: $Re = 7.2 \cdot 10^6$

qualitative representation of the flow around the helicopters airframe. It can be seen that the tail is in a disturbed flow formed due to the flow around the rotor hub and back of fuselage (fig. 10). Also, there are clearly visible areas of full flow braking and areas of flow disturbance leading to an increase in the overall helicopters drag (fig. 9 and fig.10).

Figure 11 shows the field of total velocity V and vorticity ω in the longitudinal section of the computational domain. The figures clearly show the vorticity regions corresponding to the locations of the tip and root vortex filaments, which, downstream of the rotor, are smeared due to diffusion, forming a continuous vorticity region.

Figure 12 shows the flow patterns around the helicopter airframe and the combination of the

helicopter airframe with the main rotor in the longitudinal section of the computational domain. It can be seen that the flow pattern around the tail empennage, which is located in the induced flow of the main rotor, differs significantly from the flow pattern around the airframe without the main rotor.

Figure 12 shows that the influence of the main rotor is reflected in the aerodynamic characteristics of the airframe. Specifically, the influence of the main rotor slightly reduces the drag of the airframe and increases the negative lift on the fuselage.

Figure 13 shows visualization of the structure of the helicopter vortex wake using isosurfaces (for $\omega = 25 \text{ s}^{-1}$). The presented pictures demonstrate the well-known features of the main rotor

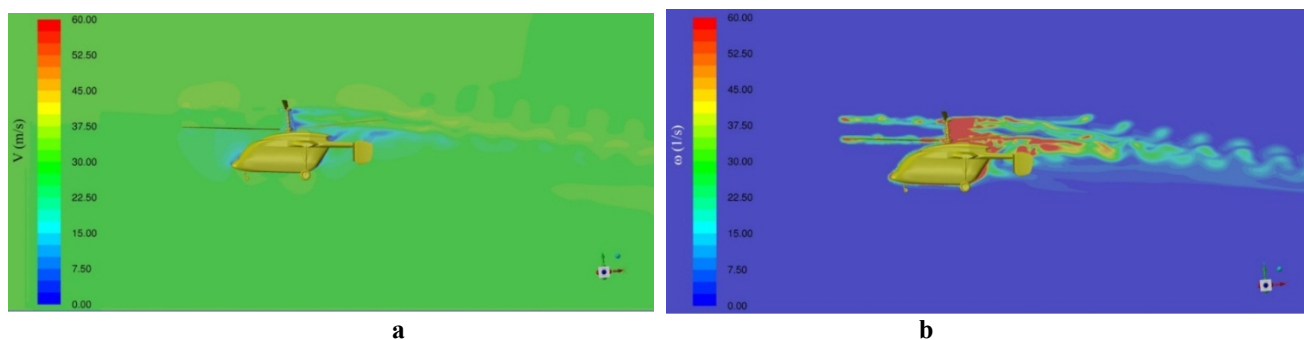


Fig. 11. Velocity fields (a) and vorticity contours (b) of airframe/rotor combination at forward flight: $V = 30 \text{ m/s}$; $\alpha = 1.3^\circ$; $Re = 7,2 \cdot 10^6$

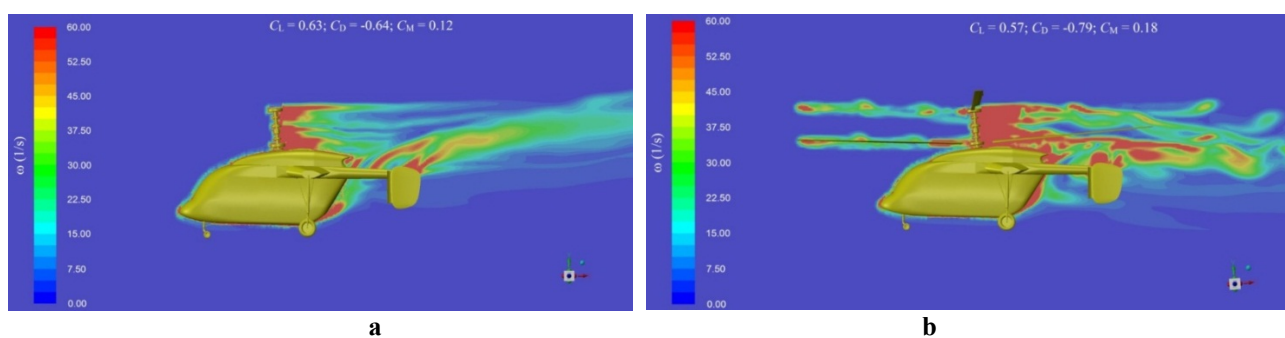


Fig. 12. Vorticity contours of isolated airframe (a) and airframe/rotor combination (b) at forward flight: $V = 30 \text{ m/s}$; $\alpha = 1.3^\circ$; $Re = 7.2 \cdot 10^6$

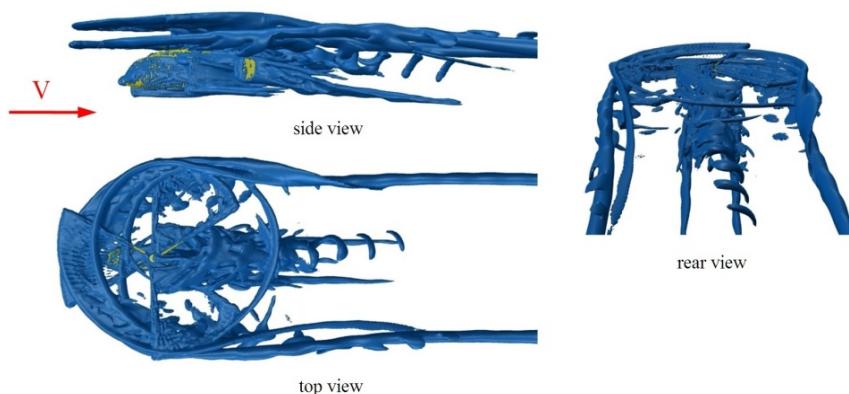


Fig. 13. Visualization of the structure of the vortex wake using isosurfaces ($\omega = 25 \text{ s}^{-1}$)

vortex wake at forward flight [22]. Blade-vortex interactions and structures of the right and left super vortices formed behind the main rotor are clearly visible here. There is also a visible wake behind the fuselage and the tail. Also, Figure 13 clearly shows the regions of interaction between the blades and the tip and root vortices.

Figure 14 shows the diagrams of the vertical component of induced velocity V_y (fig. 14, a) plotted along the lines lying in the plane of rotation of the lower rotor at a distance of $X/R = -0.5$; -1.0 and -1.5 (fig. 14, b). Here is a pattern characteristic of the main rotor wake in forward flight mode. There is a downward in-

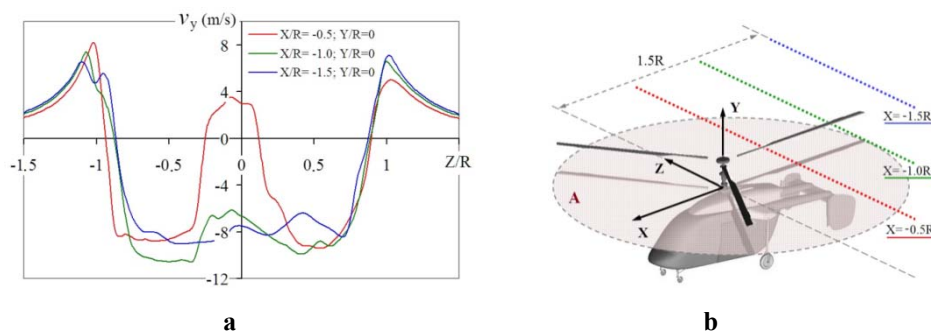


Fig. 14. Plots (a) of the vertical component of the induced velocity V_y calculated along the lines (b) lying in the plane of rotation (plane “A”) of the lower rotor

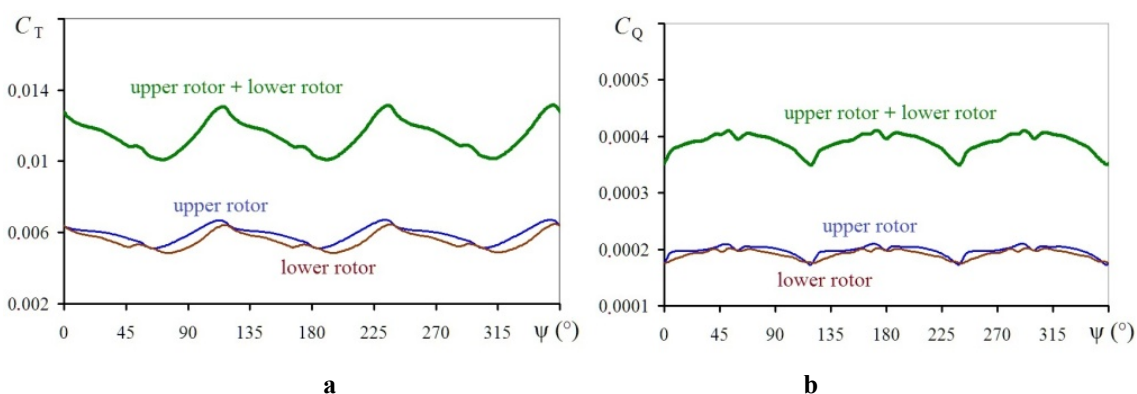


Fig. 15. The dependencies of the thrust (a) and torque (b) coefficients of the coaxial main rotor for one revolution at the forward flight ($V = 30$ m/s)

duced flow between the right and left super vortices (fig. 13). At the right and left edges, the induced flow is directed upwards.

Figure 15 shows the dependencies of the coaxial main rotor thrust coefficients C_T (fig. 15, a) and the torque coefficients C_Q (fig. 15, b) constructed for one revolution of the rotor. The coefficients for the lower and upper rotors and their sum are given separately. It can be seen that the thrust and torque of the coaxial main rotor pulsate over time, due to the aerodynamic interference of the upper and lower screws. This feature of coaxial rotor is noted in a number of works [21, 23, 24]. From the Figure 15, b it also follows that the torque of the lower and upper rotors is balanced.

Conclusion

Numerical simulation of aerodynamic characteristics of Kamov Ka-226 helicopter for various configurations at forward flight with speed of $V = 30$ m/s has been performed. An isolated helicopter airframe in the range of pitch angles $-16...+16$ degrees and combination of airframe with coaxial main rotor for pitch angle 1.3 degree have been considered.

The URANS method with the $k-\omega$ SST turbulence model based on the Ansys Fluent software package has been used. The developed unstructured overset computational mesh which contained from 45 to 58 million cells and has provided high quality of the results obtained.

Comparison of the calculated helicopter airframe aerodynamic characteristics with experimental data has shown a good qualitative and quantitative coincidence. That confirms the reli-

ability and sufficient accuracy of the applied calculation method and mesh.

As a result of numerical modelling, the influence of the local Reynolds number on the aerodynamic characteristics of such elements of the helicopter airframe as landing gear and main rotor hub has been identified. It is shown that in the forward flight mode, powerful vortex bundles are formed behind the fuselage affecting the helicopter tail, which has to be taken into consideration while choosing the tail unit parameters. It is also established that the helicopter airframe has a negative lifting force in forward flight modes, which requires additional power costs. One of the ways to overcome this effect is to optimize the shape of the fuselage back.

For the airframe/rotor combination a modelling of the forward flight, taking into account helicopter balancing, has been carried out. Flow patterns and aerodynamic characteristics have been calculated and analyzed. The main features associated with the operation of the main rotor in forward flight have been demonstrated. Formation of the left and right super vortices behind the rotor has been shown. Pulsations of thrust and torque coefficients due to interference between the upper and lower rotors have been obtained. The influence of the main rotor on the helicopter airframe has been analyzed. It has been found the decrease of airframe drag in 10%, increase of negative lift force on the airframe in 23% and increase of pitch moment in 50 %.

The results presented in this paper can make a significant contribution to the experience of using numerical modeling methods in solving the problem of calculating the aerodynamic characteristics of a full helicopter airframe with coaxial main rotor.

References

1. **Renaud, T., O'Brien, D., Smith, M., Potsdam, M.** (2008). Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using CFD. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 53, no. 1, pp. 3–17. DOI: 10.4050/JAHS.53.3
2. **Steijl, R., Barakos, G.** (2008). Computational analysis of rotor-fuselage interactional aerodynamics using sliding-plane CFD method. *ResearchGate*, 16 p. Available at: https://www.researchgate.net/publication/266096529_Computational_analysis_of_rotor-fuselage_interactional_aerodynamics_using_sliding-plane_CFD_method (accessed: 17.06.2025).
3. **Smith, M., Shenoy, R., Kenyon, A., Brown, R.** (2009). Vorticity-transport and unstructured RANS investigation of rotor-fuselage interactions. In: *35th European Rotorcraft Forum*, Hamburg, Germany, 19 p. Available at: <https://dSPACE-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/783e9f1d-0503-44bd-acea-48b1636888e0/content> (accessed: 17.06.2025).
4. **Lee, B., Jung, M., Kwon, O.-J., Kang, H.J.** (2010). Numerical simulation of rotor-fuselage aerodynamic interaction using an unstructured overset mesh technique. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 11, issue 1, pp. 1–9. DOI: 10.5139/IJASS.2010.11.1.001
5. **Quon, E., Smith, M., Whitehouse, G., Wachspress, D.** (2012). Unsteady reynolds-averaged navier-stokes-based hybrid methodologies for rotor-fuselage interaction. *Journal of Aircraft*, vol. 49, no. 3, pp. 961–965. DOI: 10.2514/1.C031578
6. **Schäferlein, U., Keßler, M.** (2014). CFD-simulation of the rotor head influence to the rotor-fuselage interaction. In: *40th European Rotorcraft Forum*, Southampton, United Kingdom, 12 p. Available at: <https://dSPACE-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/0f0f46c2-f81a-47af-9a73-40c3d6589cf8/content> (accessed: 17.06.2025).
7. **Tan, J., Wang, H.** (2014). Numerical analysis of helicopter rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction. *Acta Aerodynamica Sinica*, vol. 32, no. 3, pp. 320–327. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2012.0141
8. **Nicolosi, F., Vecchia, P., Ciliberti, D., Cusati, V.** (2015). Fuselage aerodynamic drag prediction method by CFD. In: *5th CEAS Air & Space Conference*, Delft, NL, 7–11 September. Available at: https://www.researchgate.net/publication/332407449_Fuselage_aerodynamic_drag_prediction_method_by_CFD (accessed: 17.06.2025).

9. **Açıkgöz, M.B., Aslan, A.R.** (2016). Dynamic mesh analyses of helicopter rotor–fuselage flow interaction in forward flight. *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 29, no. 6, ID: 04016050. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000641 (accessed: 17.06.2025).
10. **Dawei, L., Ji, X., Jun, H.** (2016). The theoretical research for the rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction problem. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 8, no. 3, pp. 281–288. DOI: 10.5028/jatm.v8i3.686
11. **Passe, B., Sridharan, A., Baeder, J., Singh, R.** (2016). Identification of rotor-fuselage aerodynamic interactions in a compound coaxial helicopter using CFD-CSD Coupling. In: *American Helicopter Society Specialists Meeting on Aeromechanics Design for Vertical Lift*, San Francisco, CA, 20–22 January. Available at: https://www.researchgate.net/publication/296467339_Identification_of_Rotor-Fuselage_Aerodynamic_interactions_in_a_Compound_Coaxial_Helicopter_using_CFD-CSD_Coupling (accessed: 17.06.2025).
12. **Batnikov, A., Kusyumov, A., Kusyumov, S., Mikhailov, S., Barakos, G.** (2017). Simulation of tail boom vibrations using main rotor-fuselage computational fluid dynamics (CFD). *Applied Sciences*, vol. 7, issue 9, ID: 918. DOI: 10.3390/app7090918 (accessed: 17.06.2025).
13. **Xu, H., Xing, S.-L., Ye, Z.-Y., Ma, M.-S.** (2016). A simple and conservative unstructured sliding-mesh approach for rotor-fuselage aerodynamic interaction simulation. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 231, issue 1, pp. 163–179. DOI: 10.1177/0954410016664919
14. **Aiman, W.A., Mohd, N.A.R.N., Mat, S., Dahalan, N.B.** (2018). Numerical modelling of helicopter fuselage aerodynamics in forward flight using computational fluid dynamics. In: *3rd South East Asia Workshop on Aerospace Engineering*, Bangkok, Thailand, 6-8 September. Available at: https://www.researchgate.net/publication/332038050_NUMERICAL_MODELLING_OF_HELICOPTER_FUSELAGE_AERODYNAMICS_IN_FORWARD_FLIGHT_USING_COMPUTATIONAL_FLUID_DYNAMICS (accessed: 17.06.2025).
15. **Lorber, P., Min, B.-Y., Zhao, J.** (2019). Comparison of rotor - fuselage flow fields and unsteady tail interactions between two CFD codes and experiment. In: *75th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Philadelphia, Pennsylvania, USA, 13–16 May. DOI: 10.4050/F-0075-2019-14500 (accessed: 17.06.2025).
16. **Kim, J., Ko, J., Lee, S.** (2019). Aeroacoustic analysis of coaxial rotor with rotor-fuselage interaction. In: *48th International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering*, Madrid, Spain, 16–19 June. Available at: https://www.sea-acustica.es/INTERNOISE_2019/Fchrs/Proceedings/1812.pdf (accessed: 17.06.2025).
17. **Zhu, Y., Lin, D., Mo, L., Lv, P., Ye, J.** (2021). Numerical study of the aerodynamic interference of rotors imposed on fuselage for a quadcopter. *IEEE Access*, vol. 9, pp. 150021–150036. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3124507 (accessed: 17.06.2025).
18. **Wang, C., Huang, M., Ma, S., Wang, H., Tang, M.** (2021). Main rotor wake interference effects on tail rotor thrust in crosswind. *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2021, ID: 9994115, 13 p. DOI: 10.1155/2021/9994115 (accessed: 17.06.2025).
19. **Anikin, V.A., Voyevodin, A.V., Kolomensky, D.S., Sudakov, G.G.** (2005). Helicopter hull streamlining calculated with help of Reynolds equations. *Polet. Obshcherossiyskiy Nauchno-Tekhnicheskiy Zhurnal*, no. 11, pp. 43–48. (in Russian)
20. **Ignatkin, Yu.M., Konstantinov, S.G.** (2017). Researches of aerodynamic characteristics of planer helicopters using CFD-method. *All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, no. 9-10, pp. 34–41. (in Russian)
21. **Konstantinov, S.G., Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Nikitin, S.O.** (2021). Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13, 14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (accessed: 17.06.2025).

22. **Ignatkin, Yu., Makeev, P., Konstantinov, S., Shomov, A.** (2020). Modelling the helicopter rotor aerodynamics at forward flight with free wake model and URANS method. *Aviation*, vol. 24, no. 4, pp. 149–156. DOI: 10.3846/aviation.2020.12714

23. **Kritsky, B.S., Mirgazov, R.M., Anikin, V.A., Gerasimov, O.V.** (2020). Thrust pulsation of coaxial main rotor, caused by the blades relative position. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 4, pp. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104

24. **Kim, H., Brown, R.** (2010). A comparison of coaxial and conventional rotor performance. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 55, no. 1, pp. 12004. DOI: 10.4050/JAHS.55.012004

Список литературы

1. **Renaud T.** Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using CFD / T. Renaud, D. O'Brien, M. Smith, M. Potsdam // *Journal of the American Helicopter Society*. 2008. Vol. 53, no. 1. Pp. 3–17. DOI: 10.4050/JAHS.53.3

2. **Steijl R., Barakos G.** Computational analysis of rotor-fuselage interactional aerodynamics using sliding-plane CFD method [Электронный ресурс] // ResearchGate. 2008. 16 p. URL: https://www.researchgate.net/publication/266096529_Computational_analysis_of_rotor-fuselage_interactional_aerodynamics_using_sliding-plane_CFD_method (дата обращения: 17.06.2025).

3. **Smith M.** Vorticity-transport and unstructured RANS investigation of rotor-fuselage interactions / M. Smith, R. Shenoy, A. Kenyon, R. Brown [Электронный ресурс] // 35th European Rotorcraft Forum. Germany, Hamburg, 2009. ID: 101271. 19 p. URL: <https://dspace-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/783e9f1d-0503-44bd-acea-48b1636888e0/content> (дата обращения: 17.06.2025).

4. **Lee B.** Numerical simulation of rotor-fuselage aerodynamic interaction using an unstructured overset mesh technique / B. Lee, M. Jung, O.-J. Kwon, H.J. Kang // *International*

Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2010. Vol. 11, iss. 1. Pp. 1–9. DOI: 10.5139/IJASS.2010.11.1.001

5. **Quon E.** Unsteady reynolds-averaged navier-stokes-based hybrid methodologies for rotor-fuselage interaction / E. Quon, M. Smith, G. Whitehouse, D. Wachspress // *Journal of Aircraft*. 2012. Vol. 49, no. 3. Pp. 961–965. DOI: 10.2514/1.C031578

6. **Schäferlein U., Keßler M.** CFD-simulation of the rotor head influence to the rotor-fuselage interaction [Электронный ресурс] // 40th European Rotorcraft Forum. United Kingdom, Southampton, 2014. 12 p. URL: <https://dspace-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/0f0f46c2-f81a-47af-9a73-40c3d6589cf8/content> (дата обращения: 17.06.2025).

7. **Tan J., Wang H.** Numerical analysis of helicopter rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction // *Acta Aerodynamica Sinica*. 2014. Vol. 32, no. 3. Pp. 320–327. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2012.0141

8. **Nicolosi F.** Fuselage aerodynamic drag prediction method by CFD / F. Nicolosi, P. Vecchia, D. Ciliberti, V. Cusati [Электронный ресурс] // 5th CEAS Air & Space Conference. NL, Delft, 7–11 September 2015. URL: https://www.researchgate.net/publication/332407449_Fuselage_aerodynamic_drag_prediction_method_by_CFD (дата обращения: 17.06.2025).

9. **Açıkgöz M.B., Aslan A.R.** Dynamic mesh analyses of helicopter rotor-fuselage flow interaction in forward flight [Электронный ресурс] // *Journal of Aerospace Engineering*. 2016. Vol. 29, no. 6. ID: 04016050. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000641 (дата обращения: 17.06.2025).

10. **Dawei L., Ji X., Jun H.** The theoretical research for the rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction problem // *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2016. Vol. 8, no. 3. Pp. 281–288. DOI:10.5028/jatm.v8i3.686

11. **Passe B.** Identification of rotor-fuselage aerodynamic interactions in a compound coaxial helicopter using CFD-CSD Coupling / B. Passe, A. Sridharan, J. Baeder, R. Singh [Электронный ресурс] // *American Helicopter Society Specialists Meeting on Aeromechanics Design for Ver-*

tical Lift, CA, San Francisco, 20–22 January 2016. URL: https://www.researchgate.net/publication/296467339_Identification_of_Rotor-Fuselage_Aerodynamic_interactions_in_a_Compound_Coaxial_Helicopter_using_CFD-CSD_Coupling (дата обращения: 17.06.2025).

12. Batrakov A. Simulation of tail boom vibrations using main rotor-fuselage computational fluid dynamics (CFD) / A. Batrakov, A. Kusyumov, S. Kusyumov, S. Mikhailov, G. Barakos [Электронный ресурс] // *Applied Sciences*. 2017. Vol. 7, iss. 9. ID: 918. DOI: 10.3390/app7090918 (дата обращения: 17.06.2025).

13. Xu H. A simple and conservative unstructured sliding-mesh approach for rotor-fuselage aerodynamic interaction simulation / H. Xu, S.-L. Xing, Z.-Y. Ye, M.-S. Ma // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2016. Vol. 231, iss. 1. Pp. 163–179. DOI: 10.1177/0954410016664919

14. Aiman W.A. Numerical modelling of helicopter fuselage aerodynamics in forward flight using computational fluid dynamics / W.A. Aiman, N.A.R.N. Mohd, S. Mat, N.B. Dahalan [Электронный ресурс] // 3rd South East Asia Workshop on Aerospace Engineering, Thailand, Bangkok, 6-8 September 2018. URL: https://www.researchgate.net/publication/332038050_NUMERICAL_MODELLING_OF_HELICOPTER_FUSELAGE_AERODYNAMICS_IN_FORWARD_FLIGHT_USING_COMPUTATIONAL_FLUID_DYNAMICS (дата обращения: 17.06.2025).

15. Lorber P., Min B.-Y., Zhao J. (2019). Comparison of rotor - fuselage flow fields and unsteady tail interactions between two CFD codes and experiment [Электронный ресурс] // 75th Annual Forum of the American Helicopter Society. USA, Philadelphia, Pennsylvania, 13–16 May. DOI: 10.4050/F-0075-2019-14500 (дата обращения: 17.06.2025).

16. Kim J., Ko J., Lee S. Aeroacoustic analysis of coaxial rotor with rotor-fuselage interaction [Электронный ресурс] // 48th International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering. Spain, Madrid, 16-19 June 2019. 8 p. URL: <https://www.sea-acustica.es/INTER>

[NOISE_2019/Fchrs/Proceedings/1812.pdf](https://www.sea-acustica.es/INTER) (дата обращения: 17.06.2025).

17. Zhu Y. Numerical study of the aerodynamic interference of rotors imposed on fuselage for a quadcopter / Y. Zhu, D. Lin, L. Mo, P. Lv, J. Ye [Электронный ресурс] // *IEEE Access*. 2021. Vol. 9. Pp. 150021–150036. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3124507 (дата обращения: 17.06.2025).

18. Wang C. Main rotor wake interference effects on tail rotor thrust in crosswind / C. Wang, M. Huang, S. Ma, H. Wang, M. Tang [Электронный ресурс] // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2021. Vol. 2021. ID: 9994115. 13 p. DOI: 10.1155/2021/9994115 (дата обращения: 17.06.2025).

19. Аникин В.А. Расчет обтекания корпуса вертолета с помощью уравнений Рейнольдса / В.А. Аникин, А.В. Воеводин, Д.С. Коломенский, Г.Г. Судаков // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2005. № 11. С. 43–48.

20. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик планера вертолетов методом CFD // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2017. № 9-10. С. 34–41.

21. Konstantinov S.G. Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics / S.G. Konstantinov, Yu.M. Ignatkin, P.V. Makeev, S.O. Nikitin [Электронный ресурс] // *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2021. Vol. 13. 14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (дата обращения: 17.06.2025).

22. Ignatkin Yu. Modelling the helicopter rotor aerodynamics at forward flight with free wake model and URANS method / Yu. Ignatkin, P. Makeev, S. Konstantinov, A. Shomov // *Aviation*. 2020. Vol. 24, no. 4. Pp. 149–156. DOI: 10.3846/aviation.2020.12714

23. Крицкий Б.С. Пульсации тяги соосного несущего винта, обусловленные взаимным расположением лопастей / Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов, В.А. Аникин, О.В. Герасимов // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2020. Т. 23, № 4. С. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104

24. **Kim H., Brown R.** A comparison of coaxial and conventional rotor performance // Journal of the American Helicopter Society. 2010. Vol. 55, no. 1. Pp. 12004. DOI: 10.4050/JAHS.55.012004

Information about the authors

Sergey G. Konstantinov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor, the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), slk.konstantinov@gmail.com.

Pavel V. Makeev, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor, the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), makeevpv@mail.ru.

Alexander I. Shomov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor, the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), shomov_aleksandr@mail.ru.

Сведения об авторах

Константинов Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, slk.konstantinov@gmail.com.

Макеев Павел Вячеславович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, makeevpv@mail.ru.

Шомов Александр Иванович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, shomov_aleksandr@mail.ru.

Поступила в редакцию	24.10.2025	Received	24.10.2025
Одобрена после рецензирования	24.11.2025	Approved after reviewing	24.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-121-132

Сравнительное исследование потребной мощности соосного и одиночного эквивалентного винтов на режимах висения и горизонтального полета

П.В. Макеев¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация: Соосный несущий винт (НВ), состоящий из верхнего (ВВ) и нижнего (ВН) винтов с конструктивным разносом плоскостей и различным направлением вращения, обладает рядом преимуществ в аэродинамических характеристиках по сравнению с эквивалентным одиночным НВ того же радиуса, имеющим двойные число лопастей и заполнение. Модель эквивалентного НВ часто используется в приближенных методах аэродинамического расчета. Особенности соосного НВ в этом случае учитываются специальными поправками. Для этого необходимы данные по аэродинамическим характеристикам соосного и эквивалентного НВ на различных режимах работы. Статья посвящена сравнительному исследованию аэродинамических характеристик соосного и эквивалентного НВ. Рассмотрен соосный НВ вертолета Ка-226. Исследования выполнены на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта. Рассмотрены режимы висения и горизонтального полета в диапазоне скоростей $V = 0-60$ м/с. Расчеты выполнены с учетом балансировки и компенсации аэродинамических нагрузок, возникающих на планере вертолета, принятых условно одинаковыми для обоих НВ. Установлено, что потребная мощность соосного НВ на висении ($V = 0$) на 6 % меньше, чем у эквивалентного НВ при равной тяге. При $V = 20$ м/с преимущество соосного НВ достигает 8 %, а затем плавно снижается. При $V > 60$ м/с потребная мощность соосного и эквивалентного НВ при прочих равных не отличается. Полученные результаты дополняют имеющиеся сведения об особенностях аэродинамики соосного и эквивалентного НВ и также могут применяться для уточнения приближенных методов расчета летно-технических характеристик и в моделях динамики полета соосного вертолета, использующих модель эквивалентного НВ.

Ключевые слова: соосный винт, эквивалентный одиночный винт, нелинейная вихревая модель, висение, горизонтальный полет, аэродинамические характеристики, потребная мощность.

Для цитирования: Макеев П.В. Сравнительное исследование потребной мощности соосного и одиночного эквивалентного винтов на режимах висения и горизонтального полета // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 121–132. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-121-132

Comparative study of required power of coaxial rotor and equivalent single rotor at the hover and forward flight modes

P.V. Makeev¹

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

Abstract: A coaxial main rotor (MR), consisting of upper (UR) and lower (LR) rotors with a spacing of planes and a different direction of rotation, has a number of advantages in aerodynamic characteristics compared to an equivalent single rotor of the same radius, having a double number of blades and solidity. The equivalent MR model is often used in approximate methods of aerodynamic calculation. In this case, the features of the coaxial MR are taken into account using special corrections. This requires data on the coaxial and equivalent MR aerodynamic characteristics in various operating modes. The article is dedicated to comparative study of the coaxial and equivalent MR aerodynamic characteristics. The Ka-226 helicopter coaxial MR is considered. The research was performed on the basis of the free vortex wake model of a rotor. The modes of hovering and forward flight in the speed range of $V = 0-60$ m/s were considered. The calculations were performed taking into account the rotor trim and compensation of aerodynamic loads occurring on the helicopter airframe, assumed to be the same for both rotors. It was found that

the required power of a coaxial MR at hovering ($V = 0$) is 6% less than that of an equivalent MR with equal thrust. At $V = 20$ m/s, the advantage of the coaxial MR reaches 8%, and then gradually decreases. At $V > 60$ m/s, the required power of the coaxial and equivalent MR, all other things being equal, does not differ. The results obtained complement the available information on the features of the coaxial and equivalent MR aerodynamics and can also be used to refine approximate methods for calculating flight performance and flight dynamics models of coaxial helicopters using the equivalent MR model.

Keywords: coaxial rotor, equivalent single rotor, free vortex wake model, hovering, forward flight, aerodynamic characteristics, required power.

For citation: Makeev, P.V. (2026). Comparative study of required power of coaxial rotor and equivalent single rotor at the hover and forward flight modes. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 2, pp. 121–132. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-121-132

Введение

Известно, что соосный несущий винт (НВ), состоящий из верхнего (ВВ) и нижнего (ВН) винтов, вращающихся в разные стороны и имеющих конструктивный разнос плоскостей вращения порядка $h \approx 0,2R$, обладает преимуществами в аэродинамических характеристиках по сравнению с одиночными НВ. Прежде всего это относится к режимам висения, где соосный НВ имеет более высокий по сравнению с одиночными винтами относительный КПД η_0 [1]. То есть при одинаковой силе тяги T соосные НВ требуют меньшую потребляемую на вращение лопастей мощность N_p . С учетом отсутствия затрат мощности на привод рулевого устройства это приводит к увеличенным скороподъемности и статическому потолку у вертолетов соосной схемы. На режимах горизонтального полета (ГП) преимущество соосной схемы во многом нивелируется значительным аэродинамическим сопротивлением колонки автомата перекоса соосного НВ.

Соосные НВ на сегодня являются основой вертолетов классической соосной схемы марки «Ка». Исследованиям вопросов аэродинамики соосных НВ посвящен ряд отечественных работ [2–5]. Кроме того, соосный НВ в силу своих уникальных возможностей лег в основу несущей системы перспективных скоростных ВКЛА схемы ABC (advanced blade concept), впервые предложенных фирмой Sikorsky [6, 7]. В настоящее время наиболее широко в мире ведутся исследования аэродинамики соосных НВ, имеющих жесткое крепление лопастей по схеме ABC [8–16]. Вместе с тем исследуются и вопросы, связанные с при-

менением соосных НВ в качестве несущих систем различных малоразмерных летательных аппаратов вертикального взлета и посадки, в том числе многовинтовых [17–20].

Таким образом, несмотря на сравнительно малую нишу, занимаемую соосными машинами в общемировом парке вертолетов, в последние годы интерес к вопросам, связанным с аэродинамикой соосных НВ, только усиливается.

При оценке особенностей аэродинамических характеристик соосных НВ их часто сравнивают с эквивалентными одиночными НВ того же радиуса, имеющими двойные число лопастей k_L и коэффициент заполнения σ . Модель эквивалентного НВ также широко используется в задачах, связанных с расчетом летно-технических характеристик и динамики вертолета, когда требуется быстрый приближенный расчет аэродинамических характеристик винта. При этом обычно применяются методы аэродинамического расчета винта, базирующиеся на импульсной или дисковой вихревой теориях [21, 22]. Для учета эффектов соосного НВ используют специальные дополнительные поправочные коэффициенты индукции, которые вводятся в индуктивную составляющую мощности НВ N_i , вычисляемую отдельно от профильной мощности N_p [22]. Предлагаемые в литературе зависимости таких коэффициентов получены на базе приближенных моделей, не учитывающих в полной мере все особенности аэродинамики соосных НВ [21]. Исследование отличий между аэродинамическими характеристиками соосных и эквивалентных НВ на различных режимах работы требует проведения масштабных и затратных экспериментов

либо применения высокоуровневого численного моделирования.

С развитием вычислительной техники в последние годы на практике реализованы современные численные методы, способные решать задачи расчета аэродинамических характеристик винта с учетом особенностей формирования нелинейного вихревого следа за лопастями и аэродинамической интерференции, что позволяет учесть эффекты соосного НВ. Наряду с подходами вычислительной аэрогидродинамики CFD (computational fluid dynamics) на базе методов контрольных объемов (МКО) [8, 9, 11, 13, 15] необходимо отметить современные нелинейные вихревые модели, имеющие значительно меньшую ресурсоемкость при достаточном уровне точности [5, 10, 12, 14, 16].

Представленная работа посвящена численному моделированию аэродинамических характеристик винта и сравнительному анализу мощности N_n , потребной на вращение его лопастей. Рассмотрены соосный НВ вертолета Ка-226 [3, 4] и эквивалентный ему одиночный НВ. Проанализированы режимы висения и горизонтального полета в широком диапазоне скоростей, соответствующим эксплуатационному диапазону скоростей полета классического вертолета соосной схемы. Моделирование аэродинамических характеристик НВ реализовано в изолированной постановке без учета интерференции с планером вертолета. При этом расчеты аэродинамических характеристик винтов в горизонтальном полете выполнены с учетом аэродинамических нагрузок, возникающих на планере вертолета.

Методология

В качестве инструмента исследования в работе использована нелинейная вихревая модель винта, разработанная на кафедре проектирования вертолетов Московского авиационного института. Основные положения нелинейной вихревой модели подробно изложены в работе [23].

Нелинейная вихревая модель ранее была использована для исследования аэродинамических характеристик соосного НВ вертолета Ка-226 на режимах висения и горизонтального полета. Работы [24, 25] содержат результаты исследований на режимах висения и на отдельных режимах горизонтального полета на базе нелинейной вихревой модели и с применением высокоуровневого МКО на основе подхода URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes), а также их сопоставление с имеющимися экспериментальными данными.

На рис. 1 представлены расчетные поляры $c_T = f(m_K)$ для соосного НВ вертолета Ка-226 на висении, полученные в работе [24], а также экспериментальные данные из работы [3]. Наблюдается удовлетворительное совпадение результатов расчетов между собой и с данными эксперимента.

На рис. 2 приведены расчетные зависимости коэффициента крутящего момента (мощности) соосного НВ m_K (суммарный и отдельно для ВВ и ВН) по скорости горизонтального полета $m_K = f(V)$, полученные в работе [25]. Видно, что для рассмотренных скоростей $V = 30, 40, 50$ и 60 м/с коэффициенты m_K , полученные двумя различными методами численного моделирования, совпадают удовлетворительно.

Таким образом, представленные на рис. 1 и 2 данные, а также другие результаты, полученные в работах [24, 25], подтверждают достаточно высокую точность нелинейной вихревой модели при расчете интегральных аэродинамических характеристик винта, близкую к высокоуровневому методу МКО URANS, и служат ее валидации.

Расчетная модель соосного НВ вертолета Ка-226 на базе нелинейной вихревой модели в представленном исследовании была аналогична модели, использованной в работах [24, 25].

Основные параметры соосного НВ и эквивалентного ему одиночного НВ, использованные в работе, приведены в табл. 1.

Графические схемы рассмотренных винтов представлены на рис. 3.

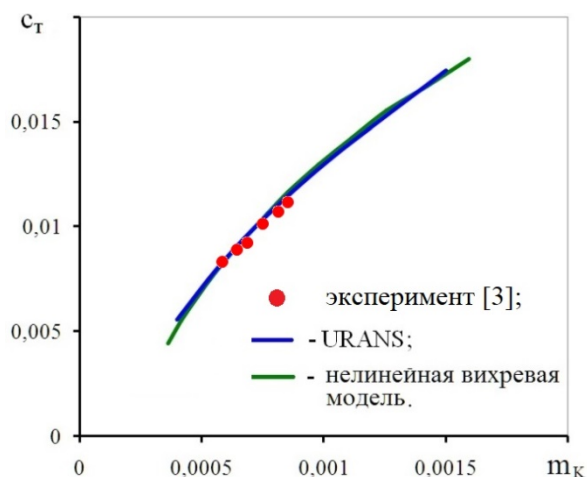


Рис. 1. Расчетные поляры из работы [24] и данные эксперимента из работы [3]
Fig. 1. Calculated power polars [24] with experimental data [3]

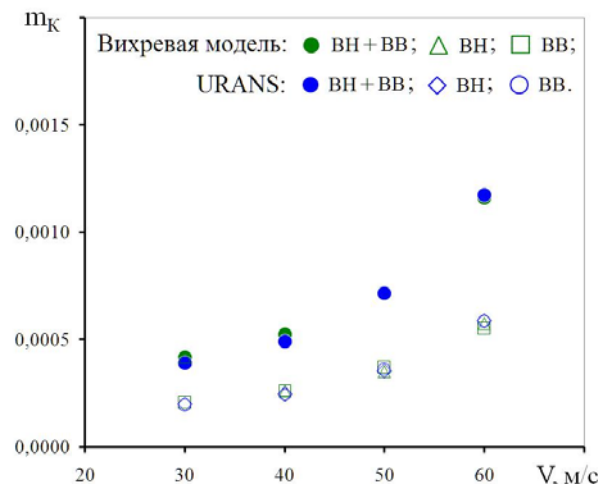


Рис. 2. Расчетные зависимости коэффициента мощности $m_K = f(V)$ [25]
Fig. 2. Calculated dependencies of the rotor power coefficient $c_Q = f(V)$ [25]

Таблица 1
Table 1

Основные параметры исследуемых НВ
Main parameters of the rotors under study

Параметр	Соосный НВ	Эквивалентный НВ	Ед.
Радиус НВ, R	6,62	6,62	м
Окружная скорость вращения, ωR	198	198	м/с
Разнос плоскостей вращения ВН и ВВ, h	1,142	—	м
Количество лопастей ВН и ВВ, k_L	2×3	6	—
Коэффициент заполнения винта, σ	0,075 (суммарный)	0,075	—
Хорда лопасти (по всей длине), b	0,26	0,26	м
Крутка лопасти (линейная), $\Delta\varphi_\Sigma$	-8,35	-8,35	град.

Моделирование аэродинамических характеристик рассмотренных НВ выполнялось для высоты $H = 0$ на режиме висения ($V = 0$) и на режимах горизонтального полета со скоростями $V = 10, 20, 30, 40, 50$ и 60 м/с ($\mu \approx 0,05 \dots 0,3$). Используемые в расчетах параметры работы винтов соответствовали полету вертолета с взлетным весом $G_{взл} = 3\ 600$ кгс (рис. 4). Для режима висения $V = 0$ в тяге НВ дополнительно учитывались потери на обдувку фюзеляжа, равные 3 %, а для $V = 10$ м/с равные 1,5 %. Кроме того, параметры работы НВ и законы управления подбирались с учетом ком-

пенсации аэродинамических нагрузок $X_{\alpha\phi}$ и $Y_{\alpha\phi}$ (в скоростной системе координат), возникающих на планере вертолета в полете, с ростом скорости V и с изменением угла атаки фюзеляжа α_ϕ . Продольный угол заклинивания вала НВ был принят равным $\alpha_z = 6^\circ$. Аэродинамические силы $X_{\alpha\phi}$ и $Y_{\alpha\phi}$ определялись на основе зависимостей $c_{x\phi} = f(\alpha_\phi)$ и $c_{y\phi} = f(\alpha_\phi)$, полученных для планера вертолета Ка-226 в работе [26] на основе метода CFD с валидацией на базе эксперимента.

На рис. 5 приведены использованная в расчетах зависимость углов атаки НВ

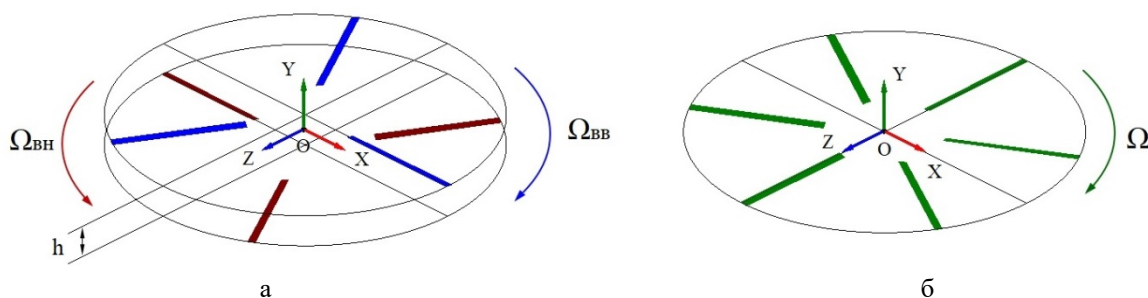


Рис. 3. Схемы расчетных моделей исследуемых НВ: а – соосный НВ; б – эквивалентный НВ
Fig. 3. Scheme of the rotors under study: а – coaxial rotor; б – equivalent single rotor

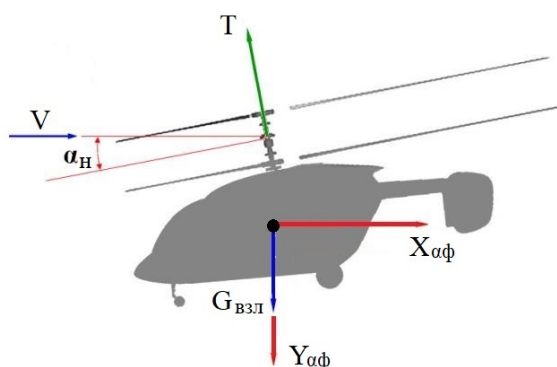


Рис. 4. Вертолет на режиме горизонтального полета
Fig. 4. Helicopter at forward flight

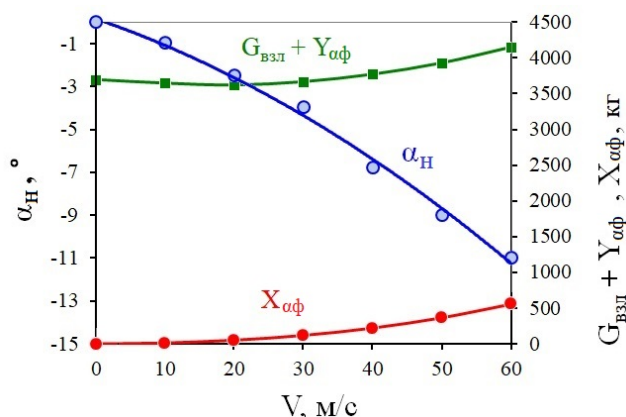


Рис. 5. Зависимости угла атаки НВ α_H и сил X_{α_f} и $G_{взл} + Y_{\alpha_f}$ по скорости полета V
Fig. 5. Dependencies of rotors angle of attack α_H and forces X_f , $G + Y_f$, on the flight speed V

$\alpha_H = f(V)$ и соответствующие зависимости $X_{\alpha_f} = f(V)$ и $G_{взл} + Y_{\alpha_f} = f(V)$, преодолеваемые в полете аэродинамической силой НВ. Видно, что значения $G_{взл} + Y_{\alpha_f}$ сначала падают при уменьшении потерь на обдувку, а затем возрастают с увеличением скорости полета из-за роста отрицательной подъемной силы Y_{α_f} на планере вертолета (рис. 5).

Эквивалентный одиночный НВ не имеет массивной колонки автомата перекоса, как у соосного НВ. Величина сопротивления планера одновинтового вертолета аналогичного взлетного веса обычно существенно меньше, чем у соосного.

В представленной работе с целью обеспечения возможности сравнительного анализа аэродинамических характеристик оба винта моделировались в одинаковых условиях, поэтому для эквивалентного НВ использовались аналогичные соосному НВ зависимости

$\alpha_H = f(V)$, а также взлетный вес вертолета, характеристики планера, и потери на его обдувку (рис. 5).

Также важно отметить, что в расчетах для соосного НВ обеспечивалась балансировка винтов по величине крутящего момента $M_{КВВ} = M_{КВН}$.

Результаты расчетов и обсуждение

Рассмотрим результаты расчетной визуализации форм нелинейного вихревого следа за лопастями соосного НВ и эквивалентного ему одиночного НВ.

На рис. 6 представлены картины визуализации форм вихревого следа на режиме висения ($V = 0$) и на режиме горизонтального полета ($V = 30$ м/с). При визуализации форм вихревого следа отображались только вихри,

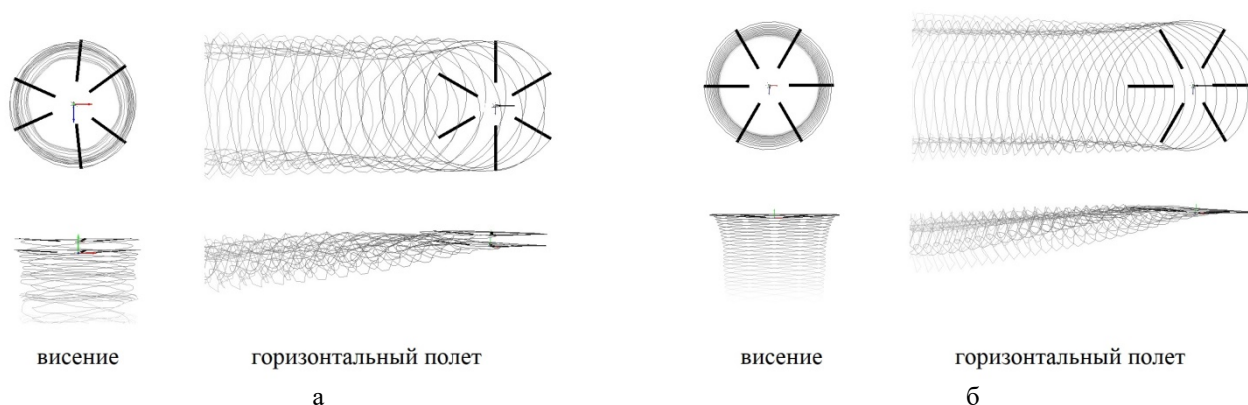


Рис. 6. Визуализация вихревого следа НВ на висении и на ГП при $V = 30$ м/с:

a – соосный НВ; b – эквивалентный НВ

Fig. 6. Free vortex wake shapes visualizations at hover and forward flight ($V = 30$ m/s):

a – coaxial rotor; b – equivalent single rotor

сходящие с концов лопастей, которые обычно визуализируются в экспериментах при помощи дымовой визуализации. Такой подход позволяет достаточно четко отразить общую структуру вихревого следа за винтом, не загромождая ее полной расчетной сеткой вихревого следа. Видны характерные особенности нелинейной структуры вихревого следа на режиме висения, заключающиеся в поджатии вихревого следа за НВ, а на режимах горизонтального полета в сворачивании вихревого следа по краям диска НВ в структуры вторичных вихревых жгутов. Воспроизведение этих и других особенностей, наблюдаемых в экспериментах и в летных испытаниях [1–2], необходимо для учета эффектов аэродинамической интерференции винтов и отдельных их лопастей между собой и, соответственно, для исследования отличий в аэродинамических характеристиках между рассматриваемыми винтами.

Обратимся к результатам расчета интегральных аэродинамических характеристик НВ.

На рис. 7 представлены зависимости силы тяги T для соосного (суммарная тяга ВВ и ВН) и для эквивалентного НВ по скорости полета V . Видно, что зависимости тяги $T = f(V)$, полученные в расчетах для обоих винтов, совпадают. Таким образом, с учетом принятых допущений можно сравнивать зависимости потребной мощности $N_{п} = f(V)$

соосного и эквивалентного винтов между собой.

При анализе тяги, создаваемой соосным НВ, целесообразно сравнить отдельно зависимости тяги верхнего и нижнего винтов с учетом равенства их крутящих моментов ($M_{КВВ} = M_{КВН}$). Соотношение между тягами ВВ и ВН по скорости полета, выраженное в процентах, представлено на рис. 8. Известной особенностью аэродинамики классических соосных НВ на режимах висения является разность в тягах ВВ и ВН, составляющая порядка 20 % в пользу ВВ (с учетом равенства их крутящих моментов) [1]. Это обусловлено работой ВН в вихревом следе ВВ, то есть аэродинамической интерференцией винтов.

Из рис. 8 следует, что с ростом скорости полета разница между тягами ВВ и ВН плавно уменьшается, а при $V = 50 \dots 60$ м/с и выше эта разница практически полностью исчезает. На больших скоростях полета тяги ВВ и ВН равны между собой, что фактически свидетельствует об отсутствии аэродинамической интерференции между винтами на скоростях полета свыше $V = 50$ м/с.

Исходя из результатов, приведенных выше, оба рассмотренных винта на одинаковых режимах полета обеспечивают одинаковую потребную тягу T , компенсирующую вес аппарата и аэродинамические нагрузки, возникающие на его планере.

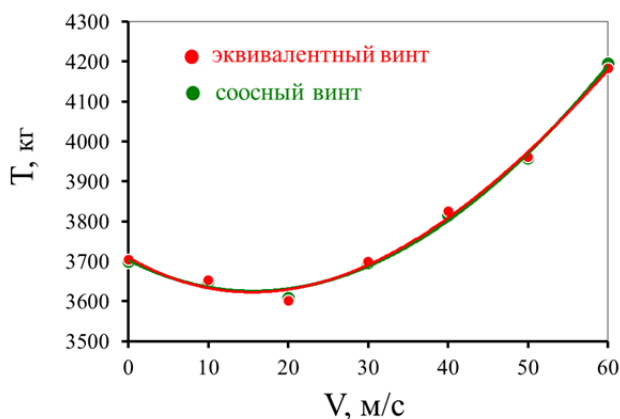


Рис. 7. Зависимости тяги винта $T = f(V)$
Fig. 7. Dependencies of rotor thrust $T = f(V)$

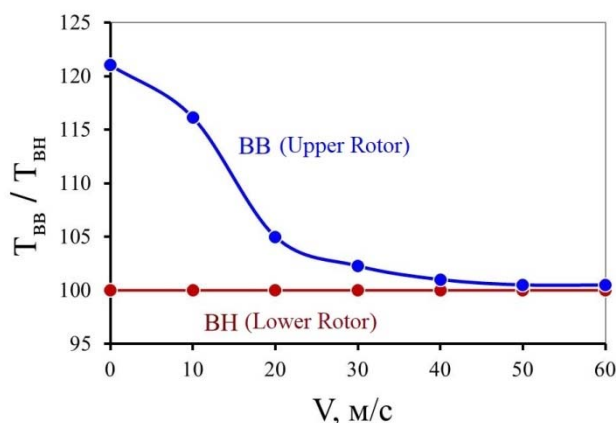


Рис. 8. Зависимости $T_{BB} / T_{BH} = f(V)$
Fig. 8. Dependencies of $T_{UR} / T_{LR} = f(V)$

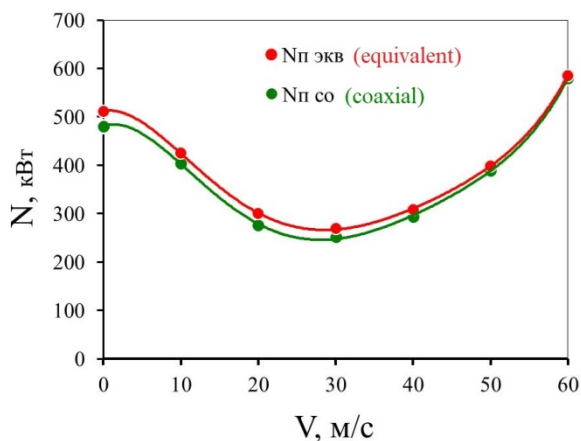


Рис. 9. Зависимости потребляемой мощности $N = f(V)$
Fig. 9. Dependencies of required power $N = f(V)$

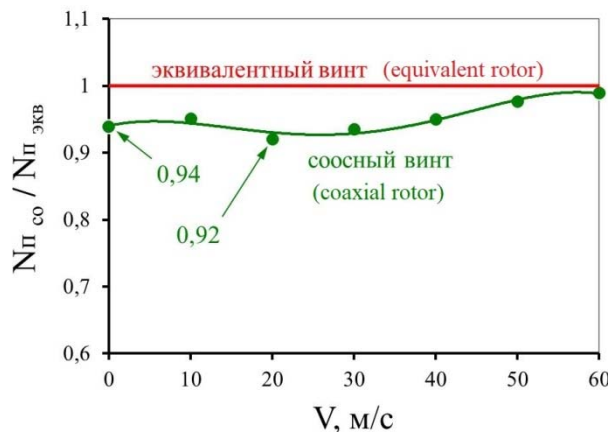


Рис. 10. Зависимости потребляемой мощности $N_{п\ со} / N_{п\ экв} = f(V)$
Fig. 10. Dependencies of required power $N_{coaxial} / N_{equivalent} = f(V)$

Рассмотрим зависимости мощности $N_{п}$, потребляемой на вращение лопастей соосного и эквивалентного НВ на различных режимах полета, представленные на рис. 9 и 10.

На рис. 9 приведены зависимости потребляемой мощности $N_{п} = f(V)$ для рассмотренных винтов. Видно, что кривая для соосного НВ $N_{п\ со} = f(V)$ располагается на ряде режимов полета несколько ниже, чем кривая для эквивалентного винта $N_{п\ экв} = f(V)$. То есть соосный НВ имеет меньшую потребляемую на вращение лопастей мощность при идентичных условиях. С ростом скорости полета эта разница уменьшается.

В приближенных инженерных методах расчета летно-технических характеристик вертолета мощности N_i и N_p обычно считаются отдельно [24–25]. При этом эффект соосного НВ учитывается в индуктивной мощности N_i , а профильная мощность N_p на вращение лопастей соосного и эквивалентного ему одиночного НВ считается одинаковой. Приняв это допущение и учитывая, что величина мощности, затрачиваемой на преодоление аэродинамических нагрузок, возникающих на планере, в расчетах для обоих винтов также будет одинаковой, можно считать, что разница между кривыми $N_{п} = f(V)$ для соосного

и эквивалентного НВ относится к индуктивной составляющей мощности N_i .

В наиболее современных методах расчета аэродинамических характеристик винтов, таких как нелинейные лопастные вихревые модели и МКО, потребную мощность на вращение НВ на составляющие N_i и N_p не разделяют. Однако приведенные выше данные можно использовать для оценки разницы между индуктивной мощностью соосного и эквивалентного НВ, то есть для определения необходимой поправки для приближенных моделей.

На рис. 10 представлена зависимость $N_{\text{исо}} / N_{\text{пэкв}} = f(V)$. Видно, что на режиме висения мощность у соосного НВ на 6 % ниже, чем у эквивалентного одиночного. Далее эта разница несколько увеличивается, достигая 8 % в пользу соосного НВ при $V = 20$ м/с. Затем преимущество соосного НВ в потребной мощности плавно снижается и практически полностью исчезает при $V > 50$ м/с. Это свидетельствует о том, что положительный эффект соосного НВ на больших скоростях горизонтального полета отсутствует и аэродинамические характеристики соосного НВ (при прочих равных) в этом плане не отличаются от эквивалентного. Тот же вывод был сделан выше по диаграмме $T_{\text{вв}} / T_{\text{вн}} = f(V)$ на рис. 8. Таким образом, можно заключить, что на скоростях полета $V > 60$ м/с какая-либо поправка, учитывающая особенности винта соосной схемы, при использовании вместо него модели одиночного эквивалентного НВ, не требуется.

Заключение

Выполнено численное моделирование аэродинамических характеристик соосного и эквивалентного ему одиночного НВ на режимах висения и горизонтального полета в широком диапазоне скоростей полета вертолета (набегающего на винт потока).

Рассчитаны формы нелинейного вихревого следа, а также зависимости тяги и потребной на вращение лопастей винтов мощности.

В результате сравнительного анализа аэродинамических характеристик винтов по-

лучены новые данные, касающиеся их отличительных особенностей и эффективности работы винтов на рассматриваемых режимах.

Установлено, что потребная мощность на вращение лопастей соосного НВ на висении на 6 % меньше, чем у эквивалентного НВ, при равных значениях силы тяги.

Показано, что с ростом скорости ГП выигрыш в потребной мощности соосного НВ сначала возрастает до 8 % (при $V = 20$ м/с), а затем плавно снижается до 6,5 % при $V = 30$ м/с, до 5 % при $V = 40$ м/с и 2,2 % при $V = 50$ м/с. На скоростях полета выше $V > 60$ м/с разницы в потребной на вращение лопастей мощности между соосным и эквивалентным НВ практически не наблюдается.

Полученные результаты дополняют имеющиеся данные по аэродинамике соосного и эквивалентного НВ и могут использоваться для уточнения поправок при определении аэродинамических характеристик соосного НВ с использованием модели эквивалентного НВ на базе приближенных методов расчета.

Список литературы

1. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета. М.: Полигон-пресс, 2004. 820 с.
2. Bourtsev B.N. Helicopter wake form visualization results and their application to coaxial rotor analysis at hover / B.N. Bourtsev, V.I. Ryabov, S.V. Selemenev, V.P. Butov // 27th European Rotorcraft Forum. Russia, Moscow, 11–14 September 2001. Pp. 64.1–6.13.
3. Vassiliyev B.A. The Ka-226 helicopter flight performance and its compliance with the modern requirements / B.A. Vassiliyev, V.N. Kvokov, F.N. Pavlidi, E.A. Petrosian, E.B. Feofilov // Proceedings of the 33th European Rotorcraft Forum. Russia, Kazan, 11–13 September 2007. 12 p.
4. Burtsev B.N., Ryabov V.I., Selemenev S.V. Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 Helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / Deceleration in wind conditions // Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum. Russia, Kazan, 11-13 September 2007. 14 p.

5. **Крицкий Б.С.** Пульсации тяги соосного несущего винта, обусловленные взаимным расположением лопастей / Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов, В.А. Аникин, О.В. Герасимов // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104
6. **Ruddell A.J.** Advancing blade concept (ABCTM) development // Journal of the American Helicopter Society. 1977. Vol. 22, no. 1. Pp. 13–23. DOI: 10.4050/JAHS.22.1.13
7. **Bagai A.** Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade // 64th Proceedings. Annual Forum of the American Helicopter Society, 2008. Vol. 1. Pp. 29–44.
8. **Bradley J.P., Sridharan A., James D.B.** Computational investigation of coaxial rotor interactional aerodynamics in steady forward flight // 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. USA, Dallas, TX, 22–26 June 2015. 29 p. DOI: 10.2514/6.2015-2883
9. **Klimchenko V., Sridharan A., Baeder J.** CFD/CSD Study of the aerodynamic interactions of a coaxial rotor in high-speed forward flight // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. USA, Denver, Colorado, 5–9 June 2017. 22 p. DOI: 10.2514/6.2017-4454
10. **Tan J., Sun Y., Barakos G.** Unsteady loads for coaxial rotors in forward flight computed using a vortex particle method // The Aeronautical Journal. 2018. Vol. 122, iss. 1251. Pp. 693–714. DOI: 10.1017/aer.2018.8
11. **Feil R.** Aeromechanics analysis of a high-advance-ratio lift-offset coaxial rotor system / R. Feil, J. Rauleder, C. Cameron, J. Sirohi [Электронный ресурс] // Journal of Aircraft. 2018. Vol. 56, no. 1. 13 p. DOI: 10.2514/1.C034748 (дата обращения: 10.08.2025).
12. **Puneet S., Peretz P.F.** Aeroelastic stability analysis of hingeless coaxial rotors in hover and forward flight // VFS Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting. USA, San Jose, 21–23 January 2020. 20 p.
13. **Wang B.** Geometry design of coaxial rigid rotor in high-speed forward flight / B. Wang, X. Yuan, Q. Zhao, Z. Zhu [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2020. 18 p. DOI: 10.1155/2020/6650375 (дата обращения: 10.08.2025).
14. **Kwon Y.M.** Aeromechanics analyses of a modern lift-offset coaxial rotor in high-speed forward flight / Y.M. Kwon, J.S. Park, S.Y. Wie, H.J. Kang, D.H. Kim // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2021. Vol. 22. Pp. 338–351. DOI: 10.1007/s42405-020-00300-8
15. **Qi H., Wang P., Jiang L.** Numerical investigation on aerodynamic performance and interaction of a lift-offset coaxial rotor in forward flight // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2022. Vol. 23. Pp. 255–264. DOI: 10.1007/s42405-022-00444-9
16. **Yang Y.** Analysis of the aeroacoustic characteristics of a rigid coaxial rotor in forward flight based on the CFD/VVPM Hybrid Method / Y. Yang, G. Xu, Y. Shi, Z. Hu [Электронный ресурс] // Aerospace. 2024. Vol. 11, iss. 21 p. DOI: 10.3390/aerospace11010021 (дата обращения: 10.08.2025).
17. **Koehl A.** Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV / A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, D. Martinez // Journal of Intelligent & Robotic Systems. 2012. Vol. 68. Pp. 53–68. DOI: 10.1007/s10846-012-9665-x
18. **Shukla D., Komerath N.** Drone scale coaxial rotor aerodynamic interactions investigation [Электронный ресурс] // Journal of Fluids Engineering. 2019. Vol. 141, no. 7. ID: 071106. 10 p. DOI: 10.1115/1.4042162 (дата обращения: 10.08.2025).
19. **Wu W.** Aerodynamic analysis of rotor spacing and attitude transition in tilt-powered coaxial rotor UAV / W. Wu, X. Tan, X. Liu, A. Luo, L. Niu [Электронный ресурс] // Sensors. 2024. Vol. 24. ID: 7115. 17 p. DOI: 10.3390/s24227115 (дата обращения: 10.08.2025).
20. **Gan W.** Aerodynamic investigation on a coaxial-rotors unmanned aerial vehicle of bionic Chinese parasol seed / W. Gan, Y. Wang, H. Wang, J. Zhuang [Электронный ресурс] // Biomimetics. 2024. Vol. 9. ID: 403. 22 p. DOI: 10.3390/biomimetics9070403 (дата обращения: 10.08.2025).
21. **Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М., Маслов А.Д.** Аэродинамические характеристики несущих винтов двухвинтовых вертолетов: учеб. пособие. М.: МАИ, 1983. 39 с.

22. Шайдаков В.И. Алгоритмы и программы расчетов в задачах динамики вертолета: учеб. пособие / В.И. Шайдаков, И.С. Трошин, Ю.М. Игнаткин, Б.Л. Артамонов. М.: МАИ, 1984. 53 с.

23. Игнаткин Ю.М. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, Б.С. Гревцов [Электронный ресурс] // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 5. С. 24–31. URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=12351> (дата обращения: 10.08.2025)

24. Konstantinov S.G. Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics / S.G. Konstantinov, Yu.M. Ignatkin, P.V. Makeev, S.O. Nikitin [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Technology and Management. 2021. Vol. 13. 14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (дата обращения: 10.08.2025).

25. Konstantinov S.G. Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics at forward flight based on free wake model and unsteady reynolds-averaged navier–stokes method / S.G. Konstantinov, Yu.M. Ignatkin, P.V. Makeev, A.I. Shomov, S.O. Nikitin [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Technology and Management. 2022. Vol. 14. 13 p. DOI: 10.1590/jatm.v14.1250 (дата обращения: 10.08.2025).

26. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик планера вертолетов методом CFD // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2017. № 9-10. С. 34–41.

References

1. Petrosian, E.A. (2004). Coaxial helicopter aerodynamics. Moscow: Polygon-Press, 820 p. (in Russian)

2. Bourtsev, B.N., Ryabov, V.I., Selemenev, S.V., Butov, V.P. (2001). Helicopter wake form visualization results and their appli-

cation to coaxial rotor analysis at hover. *In: 27th European Rotorcraft Forum*. Moscow, Russia, 11–14 September, pp. 64.1–6.13.

3. Vassiliyev, B.A., Kvokov, V.N., Pavli-di, F.N., Petrosian, E.A., Feofilov, E.B. (2007). The Ka-226 helicopter flight performance and its compliance with the modern requirements. *In: Proceedings of the 33th European Rotorcraft Forum*. Russia, Kazan, 11-13 September, 12 p.

4. Burtsev, B.N., Ryabov, V.I., Selemenev, S.V. (2007). Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 Helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / Deceleration in wind conditions. *In: Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum*, Russia, Kazan, 11-13 September, 14 p.

5. Kritsky, B.S., Mirgazov, R.M., Anikin, V.A., Gerasimov, O.V. (2020). Thrust pulsation of coaxial main rotor, caused by the blades relative position. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 4, pp. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104

6. Ruddell, A.J. (1977). Advancing blade concept (ABCTM) development. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 22, no. 1, pp. 13–23. DOI: 10.4050/JAHS.22.1.13

7. Bagai, A. (2008). Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade. *In: 64th Proceedings. Annual Forum of the American Helicopter Society*, vol. 1, pp. 29–44.

8. Bradley, J.P., Sridharan, A., James, D.B. (2015). Computational investigation of coaxial rotor interactional aerodynamics in steady forward flight. *In: 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, USA, Dallas, TX, 22–26 June, 29 p. DOI: 10.2514/6.2015-2883

9. Klimchenko, V., Sridharan, A., Bae-der, J. (2017) CFD/CSD Study of the aerodynamic interactions of a coaxial rotor in high-speed forward flight. *In: 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. USA, Denver, Colorado, 5-9 June, 22 p. DOI: 10.2514/6.2017-4454

10. Tan, J., Sun, Y., Barakos, G. (2018). Unsteady loads for coaxial rotors in forward flight computed using a vortex particle method. *The Aeronautical Journal*, vol. 122, issue 1251, pp. 693–714. DOI: 10.1017/aer.2018.8

11. Feil, R., Rauleder, J., Cameron, C., Sirohi, J. (2018). Aeromechanics analysis of

a high-advance-ratio lift-offset coaxial rotor system. *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 1, 13 p. DOI: 10.2514/1.C034748 (accessed: 10.08.2025).

12. **Puneet, S., Peretz, P.F.** (2020). Aeroelastic stability analysis of hingeless coaxial rotors in hover and forward flight. In: *VFS Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting*, USA, San Jose, 21–23 January, 20 p.

13. **Wang, B., Yuan, X., Zhao, Q., Zhu, Z.** (2020). Geometry design of coaxial rigid rotor in high-speed forward flight. *International Journal of Aerospace Engineering*, 18 p. DOI: 10.1155/2020/6650375 (accessed: 10.08.2025).

14. **Kwon, Y.M., Park, J.S., Wie, S.Y., Kang, H.J., Kim, D.H.** (2021). Aeromechanics analyses of a modern lift-offset coaxial rotor in high-speed forward flight. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 22, pp. 338–351. DOI: 10.1007/s42405-020-00300-8

15. **Qi, H., Wang, P., Jiang, L.** (2022). Numerical investigation on aerodynamic performance and interaction of a lift-offset coaxial rotor in forward flight. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 23, pp. 255–264. DOI: 10.1007/s42405-022-00444-9

16. **Yang, Y., Xu, G., Shi, Y., Hu, Z.** (2024). Analysis of the aeroacoustic characteristics of a rigid coaxial rotor in forward flight based on the CFD/VVPM Hybrid Method. *Aerospace*, vol. 11, issue 1, 21 p. DOI: 10.3390/aerospace11010021 (accessed: 10.08.2025).

17. **Koehl, A., Rafaralahy, H., Boutayeb, M., Martinez, B.** (2012). Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 68, pp. 53–68. DOI: 10.1007/s10846-012-9665-x

18. **Shukla, D., Komerath, N.** (2019). Drone scale coaxial rotor aerodynamic interactions investigation. *Journal of Fluids Engineering*, vol. 141, no. 7, ID: 071106, 10 p. DOI: 10.1115/1.4042162 (accessed: 10.08.2025).

19. **Wu, W., Tan, X., Liu, X., Luo, A., Niu, L.** (2024). Aerodynamic analysis of rotor spacing and attitude transition in tilt-powered coaxial rotor UAV. *Sensors*, vol. 24, ID: 7115,

17 p. DOI: 10.3390/s24227115 (accessed: 10.08.2025).

20. **Gan, W., Wang, Y., Wang, H., Zhuang, J.** (2024). Aerodynamic investigation on a coaxial-rotors unmanned aerial vehicle of bionic Chinese parasol seed. *Biomimetics*, vol. 9, ID: 403, 22 p. DOI: 10.3390/biomimetics9070403 (accessed: 10.08.2025).

21. **Shaidakov, V.I., Ignatkin, Yu.M., Maslov, A.D.** (1983). Aerodynamic characteristics of twin-rotor helicopter rotors. Moscow: MAI Publ., 39 p.

22. **Shaidakov, V.I., Troshin, I.S., Ignatkin, Yu.M., Artamonov, B.L.** (1984). Algorithms and calculation programs for helicopter dynamics problems. Moscow: MAI Publ., 53 p.

23. **Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Grevtsov, B.S., Shomov, A.I.** (2009). A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor. *Vestnik MAI*, vol. 16, no. 5, pp. 24–31. Available at: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=12351> (accessed: 10.08.2025). (in Russian)

24. **Konstantinov, S.G., Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Nikitin, S.O.** (2021). Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13, 14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (accessed: 10.08.2025).

25. **Konstantinov, S.G., Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I., Nikitin, S.O.** (2022). Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics at forward flight based on free wake model and unsteady reynolds-averaged navier–stokes method. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 14, 13 p. DOI: 10.1590/jatm.v14.1250 (accessed: 10.08.2025).

26. **Ignatkin, Yu.M., Konstantinov, S.G.** (2017). Researches of aerodynamic characteristics of planer helicopters using CFD-method. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 9-10, pp. 34–41. (in Russian)

Сведения об авторе

Макеев Павел Вячеславович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), makeevpv@mai.ru.

Information about the autor

Pavel V. Makeev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), makeevpv@mai.ru.

Поступила в редакцию	16.09.2025	Received	16.09.2025
Одобрена после рецензирования	06.10.2025	Approved after reviewing	06.10.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026

ББК 05
Н 34
Св. план 2026

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 29, № 02, 2026
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 29, No. 02, 2026

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Оформить подписку на печатную версию журнала можно на сайте Объединенного каталога «Пресса России» www.pressa-rf.ru. Подписной индекс 84254.

Подписано в печать 23.04.2026.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

11,25 усл. печ. л.

Заказ № 2066/87

Тираж 50 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: artpress@mail.ru