

Том 26, № 02, 2023

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 26, No. 02, 2023

Издается с 1998 г.

Москва
2023

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, к. э. н., старший научный сотрудник отдела научных исследований МГТУ ГА, Москва, Россия.

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Франческа де Кресченцио, профессор, 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, Candidate of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Chief Editorial Board:

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;

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;

Igor K. Turkin, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia;

Vladimir T. Kalugin, Professor, Doctor of Sciences, Dean, Bauman Moscow State Technical University, 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;

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;

Sergey F. Boev, Professor, Doctor of Sciences, General Director, Interstate Joint Stock Corporation "Vimpel", Moscow, 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;

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;

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 президиуме 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;

Вышинский В.В., проф., д. т. н., 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;

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

Кузнецов В.Л., проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, 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., профессор 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;

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

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

Халютин С.П., проф., д. т. н., ген. директор ООО «Экспериментальная мастерская 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., профессор 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;

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;

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

Valeriy L. Kuznetsov, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 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 "Experimental laboratory 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 100-ЛЕТИЮ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Кричевский С.В.

История безопасности полетов: методология, опыт, перспективы	8
--	---

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Криушин С.А., Селезнев М.В., Маньшев Д.А., Зайцева А.Н., Иванов А.В.

Метод оценки антиагарных свойств масел для двигателей беспилотных летательных аппаратов	18
---	----

Чичков Б.А. Об автоматизации процедур оценки параметров работы турбореактивных двухконтурных двигателей	29
--	----

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Baranovski S.V., Lin Zay Yar.

Optimization of the fin structure from polymer composite materials using bioinspired structural layouts	37
---	----

Vasiliev O.V., Korotkov S.S., Galaeva K.I., Boyarenko E.S.

Decision criteria for the classification of meteorological phenomena in the weather radar complex of the near-airfield zone	49
---	----

Иванов Д.А.

Исследование воздействия нестационарных воздушных потоков на механические и эксплуатационные свойства элементов конструкции воздушных судов	61
---	----

Кретов А.С., Тиняков Д.В., Шатаев П.А.

Концептуальная оценка топливной эффективности пассажирских самолетов с переходом на композитные крылья	72
--	----

Селин А.И., Туркин И.К.

Обзор целевых объектов применения беспилотных летательных аппаратов, работающих в составе группы	91
--	----

CONTENTS

ON THE CENTENNIAL OF DOMESTIC CIVIL AVIATION

Krichevsky S.V.

The history of flight safety: methodology, experience, prospects 8

TRANSPORTATION SYSTEMS

Kriushin S.A., Seleznev M.V., Manshev D.A., Zaitseva A.N., Ivanov A.V.

Method for assessing the anti-carbon properties of unmanned aerial vehicle engines 18

Chichkov B.A.

About the automation of procedures to assess the operation parameters of by-pass turbojet engines (BTJE) 29

MECHANICAL ENGINEERING

Baranovski S.V., Lin Zay Yar.

Optimization of the fin structure from polymer composite materials using bioinspired structural layouts 37

Vasiliev O.V., Korotkov S.S., Galaeva K.I., Boyarenko E.S.

Decision criteria for the classification of meteorological phenomena in the weather radar complex of the near-airfield zone 49

Ivanov D.A.

Investigation of the impact of unsteady air flows on the mechanical and operational properties of aircraft structural elements 61

Kretov A.S., Tinyakov D.V., Shataev, P.A.

Conceptual assessment of the fuel efficiency of passenger aircraft with the transition to composite wings 72

Selin A.I., Turkin I.K.

Review of target objects for the group-operated unmanned aerial vehicles application 91

К 100-ЛЕТИЮ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УДК 629.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-8-17

История безопасности полетов: методология, опыт, перспективы

С.В. Кричевский¹

¹*Институт истории естествознания и техники имени С.И. Вавилова РАН,
г. Москва, Россия*

Аннотация: Поставлена проблема истории безопасности полетов. Показано, что научно обоснованная систематизация, анализ и обобщение накопленного в разных сферах теоретического и эмпирического материала по безопасности полетов затруднены. Обоснована потребность в социогуманитарной оценке процессов трансформации научного и прикладного опыта в сфере безопасности полетов в историческом ракурсе. Предложено новое, располагающее специфическим научным аппаратом и методологическим инструментарием, мультидисциплинарное направление исследований – история безопасности полетов, предметное основание которого охватывает социальную деятельность на жизненном цикле всей аэрокосмической техники (искусственных летающих объектов в атмосфере Земли и космосе, летательных аппаратов, экипажей, пассажиров, других специалистов аэрокосмической системы) с охватом воздухоплавания, авиации, космонавтики за всю историю человечества. Сделан краткий обзор публикаций по проблеме безопасности полетов. Проанализирован опыт исследований истории безопасности полетов и предложена периодизация истории безопасности полетов в XX–XXI вв., в которой выделены три этапа: 1) зарождение идей, технологий, систем безопасности полетов (10–40-е гг. XX в.); 2) становление национальных и международных систем обеспечения безопасности полетов, научных исследований, обучения и подготовки кадров в области безопасности полетов (50–80-е гг. XX в.); 3) развитие новых идей, технологий, проектов, систем управления безопасностью полетов, активного обеспечения безопасности полетов и др. (с 90-х гг. XX в.). Представлены основания концептуальной модели истории безопасности полетов, рассмотрены методология, опыт и перспективы исследований. Рекомендовано организовать систематические исследования истории безопасности полетов с охватом аспектов мировой и отечественной науки, образования и практики; создать единую информационную систему по истории безопасности полетов на основе новых информационных технологий, ядром которой может стать виртуальный всемирный музей безопасности полетов; инициировать пилотный проект национального музея безопасности полетов России и начать его разработку в год 100-летия нашей гражданской авиации; в перспективе разработать новую учебную дисциплину «История безопасности полетов» для обучения специалистов аэрокосмической отрасли и исследователей.

Ключевые слова: безопасность полетов, история, методология, опыт, перспективы, система, технология.

Для цитирования: Кричевский С.В. История безопасности полетов: методология, опыт, перспективы // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 8–17. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-8-17

© Кричевский С.В., 2023

The history of flight safety: methodology, experience, prospects

S.V. Krichevsky¹

¹*S.I. Vavilov Institute for the History of Natural Science and Technology of the Russian
Academy of Sciences, Moscow, Russia*

Abstract: The formulation of the flight safety history problem is stated. The article shows that it is problematic to scientifically substantiate, systematize, analyze and generalize the theoretical and empirical flight safety material accumulated in various fields. From a historical perspective, the necessity for a socio-humanitarian assessment of the transformation processes of scientific and applied experience in the field of flight safety is substantiated. New multidisciplinary line of research, making use of a specific scientific apparatus and methodological tools, i.e., the history of flight safety, the subject basis of which covers social activities

throughout the life cycle of all aerospace engineering (artificial flying objects in the Earth's atmosphere and space, aircraft, crews, passengers, other aerospace system specialists), including aeronautics, aviation, cosmonautics over a span of the entire history of mankind, is proposed. A brief overview of publications on the issue of flight safety is offered. The experience of flight safety history research is analyzed. The periodization of flight safety history in the XX–XXI centuries, giving prominence to three stages: 1. Generating ideas, technologies, flight safety systems (10–40s of the XX century). 2. Establishing the national and international systems to ensure flight safety, scientific research, personnel education and training in the field of flight safety (50–80s of the XX century). 3. Developing new ideas, technologies, projects, flight safety management systems, active ensuring of flight safety, etc. (since the 90s of the XX century), is proposed. The foundations of the conceptual model of the flight safety history are presented, the methodology, experience and prospects of research are considered. It is recommended to organize systematic studies of the flight safety history, covering the aspects of the world and domestic science, education and practice; to create a unified information system on the history of flight safety based on new information technologies, the ultimate aim of which can be a virtual worldwide museum of flight safety; to initiate a pilot project of the National Flight Safety Museum of Russia and to start its development in the year of the 100th anniversary of our civil aviation; in the future, to develop a new academic discipline "History of Flight Safety" for training aerospace industry specialists and researchers.

Key words: flight safety, history, methodology, experience, prospects, system, technology.

For citation: Krichevsky, S.V. (2023). The history of flight safety: methodology, experience, prospects. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 8–17. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-8-17

Введение

В России и мире с начала XX в. накоплен внушительный объем информации, знаний и опыта в области безопасности полетов (БП). Однако в силу объективных и субъективных причин (политических, социальных, технологических, экономических и др.) значительные объемы информации о безопасности полетов утрачены и продолжают утрачиваться, недоступны или малодоступны.

Вместе с тем БП является приоритетной характеристикой авиационной деятельности, определяющей текущее состояние отрасли и перспективы ее дальнейшего развития; характеристикой комплексной, объединяющей научные, технические, организационные, экономические, юридические, профессиональные, этические и прочие составляющие. Этим объясняется интерес научного сообщества к изучению различных аспектов БП. Проблемное поле исследований безопасности полетов расширяется. Однако осмысление, научно обоснованная систематизация, анализ и обобщение накопленного в разных сферах теоретического и эмпирического материала затруднены, что осложняет понимание актуального состояния и тем более выявление потенциала на будущее.

Как известно, всестороннее познание социальной реальности, человеческой деятельности в любых ее многообразных формах –

это предметная область социально-гуманитарных наук. Сегодня наблюдается дефицит социогуманитарной оценки процессов трансформации научного и прикладного опыта в сфере БП в историческом ракурсе. На наш взгляд, восполнить пробел в поиске объективного знания можно привлечением научного аппарата и методологического инструментария такого нового научного направления исследований теории и практики безопасности полетов, как *история безопасности полетов*. Основу этой идеи составили материалы и результаты исследований автора по истории техники и технических наук по плану НИР по госзаданию в ИИЕТ им. С.И. Вавилова РАН в 2022 г. Предпосылки постановки проблемы истории безопасности полетов и создания нового направления исследований, актуального для науки, образования и практики, возникли у автора в 2021 г. в результате переосмысления знаний и личного практического опыта в сфере аэрокосмической деятельности в авиации ПВО и ВВС МО СССР и РФ (1972–1998), включая пилотирование и эксплуатацию аэрокосмической техники, исследования и обеспечение безопасности полетов, расследование происшествий в Службе безопасности полетов авиации ПВО МО СССР, подготовку к пилотируемому полету в космос, прогнозирование безопасности и развития авиации и космонавтики, междисциплинарные исследования в областях исто-

рии и философии науки и техники, в том числе процесса освоения космоса человеком и др. (1992–2022) [1–4].

Необходим новый, всеобъемлющий подход для восстановления полной истории безопасности полетов и поиска обоснованных ответов на социальный запрос о безопасности полетов авиационной и космической техники, потому что областью исследований нового научного направления, ее предметным полем должна стать деятельность человека по обеспечению безопасности полетов в процессе эволюции науки, техники и общества.

В науке проблема безопасности полетов давно и активно исследуется в нашей стране и мире, при этом история безопасности полетов представлена фрагментарно и кратко, в основном описаниями конкретных событий, их анализом и статистикой. Система информации о безопасности полетов эволюционировала от описаний отдельных событий, артефактов до создания специализированных отраслевых, общенациональных и международных информационных систем, особенно в ведущих «аэрокосмических» государствах и в Международной организации гражданской авиации – ИКАО под эгидой ООН (об инцидентах и происшествиях и др.), и продолжает интенсивно развиваться, особенно в XXI в., на основе новых информационных технологий, баз данных, знаний и т. д.^{1,2} [5].

В прагматической постановке и традициях, которые преобладают в науке, образовании и практике безопасности полетов в России и мире, как правило, фиксируется, хранится, изучается, исследуется, систематизируется и применяется ограниченная, усеченная, наиболее важная и необходимая информация о безопасности полетов, связанная с реальной аэрокосмической деятельностью, целенаправленная и «заточенная» на управ-

ление безопасностью полетов, обеспечение безопасности полетов как «процесс производства». Но не было и пока нет в России и мире единой системы информации о безопасности полетов. Вместе с тем современные информационные технологии, интернет, социальные сети способствуют ее постепенной интеграции и все большей доступности для исследователей. Кроме того, есть богатый и уникальный личный опыт профессионалов: ученых, инженеров и других специалистов, летчиков, космонавтов, руководителей, который накапливается и используется в повседневной практике, передается в процессе обучения молодых кадров, но, как правило, лишь частично фиксируется на «внешних» носителях информации и в значительной мере утрачивается в связи с технологическими, социальными, витальными и другими аспектами (закономерным уходом его носителей из профессии и жизни).

Представим краткий обзор публикаций и рассмотрим проблему истории безопасности полетов в аспектах методологии, опыта и перспектив исследований.

Краткий обзор публикаций

Информация о безопасности полетов охватывает множество публикаций (художественная, научная, техническая литература), включая описание идей, патентов, проектов, событий, персоналий, технологий, техники, деятельности, проектов, теорий, концепций, стратегий, программ безопасности полетов, технических, социальных систем управления и т. д.

История публикаций о безопасности полетов является предметом изучения и обзоров: «Сама по себе литература по безопасности полетов не нова; она существует с тех пор, как какой-то давно забытый грек впервые написал историю Икара. Но это история с очень длинным промежутком посередине. Правда, пилотируемые полеты не были надежным предложением до 1783 года, а управляемые полеты – до 1903 года, но только в 1912 году появилось что-либо,

¹ Международная организация гражданской авиации – ИКАО [Электронный ресурс] // ICAO. URL: <https://www.icao.int/Pages/default.aspx> (дата обращения: 17.09.2022).

² Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2020 году. М.: Управление инспекции по безопасности полетов ФАВТ, 2021. 97 с.

приближающееся к систематическому, научному и общественному исследованию безопасности полетов. В том году Королевский аэроклуб учредил Комитет общественной безопасности и Комитет по расследованию несчастных случаев» (из доклада S. Nadaway на семинаре по безопасности полетов в Королевском обществе военно-воздушных сил (Великобритания) [6], пер. с англ. – С.К.).

Во многих источниках по безопасности полетов в авиации и космонавтике, в том числе в монографиях и учебниках, есть исторические фрагменты. Приведем ряд публикаций (в хронологии) в СССР (РФ) и мире в XX–XXI вв., их авторы: Г.Т. Береговой, В.В. Воробьев, В.Ф. Жмеренецкий, В.И. Жулев, В.С. Иванов, Ю.А. Кибардин, Н.М. Лысенко, В.А. Пономаренко, Д.А. Соболев, А.И. Стариков, Г.Ф. Сивков, Г.П. Шибанов, В.И. Ярополов и др.^{3,4} [7–19].

Вместе с тем целенаправленные публикации, специально посвященные исследованиям истории безопасности полетов, составляют незначительную долю всех источников о безопасности полетов и, как правило, представлены статьями с описанием отдельных событий (чаще всего авиационных катастроф), анализом опасных факторов, рисков, уровня безопасности полетов, аварийности, а также эволюции систем обеспечения безопасности полетов в авиации, истории кафедр безопасности полетов и т. п.⁴ [1, 5, 6, 9–12, 15]. Не удалось обнаружить ни одной научной монографии по истории безопасности полетов, а также исследований и публикаций о безопасности полетов с полным охватом XX или XX–XXI вв.

³ Кафедра № 10 безопасности полетов и моделирования авиационных комплексов ВВИА им. Н.Е. Жуковского [Электронный ресурс] // Ассоциация выпускников и сотрудников ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. URL: <https://nasledie-vvia.ru/k-100-letiju-vvia/kafedra-bezopasnosti-poljotov-i-modelirovaniya-aviacionnykh-kompleksov/> (дата обращения: 17.09.2022).

⁴ Safety by Design. The J. Kenneth Higgins Aviation Safety Exhibit [Электронный ресурс] // The Museum of Flight. Feb 10, 2018. URL: <https://www.museumofflight.org/Exhibits/Safety-by-Design> (дата обращения: 17.09.2022).

Таким образом, целостная история безопасности полетов в России и мире еще не исследована, не написана и не опубликована. Это предстоит сделать в будущем, в процессе целенаправленных и систематических исследований.

Опыт исследований истории безопасности полетов

В нашей стране и мире есть опыт отдельных исследований истории безопасности полетов (речь о целенаправленных методологических, историко-технических и подобных исследованиях в соответствующей постановке, а также об экспозициях в музеях и т. д.). Приведем ряд примеров. Выделим важную статью А.Н. Петрова (1999), посвященную истории безопасности полетов на ранних этапах становления авиации в XX в. [11], уникальную историю кафедры безопасности полетов ВВИА им. Н.Е. Жуковского, Москва (1966–2010)³, интервью С.Г. Байнетова в связи с 40-летием Службы безопасности полетов авиации Вооруженных сил Российской Федерации (2017) [5].

В 2005 г. Roy G. Fox (Bell Helicopter Textron, Inc., США) представил на Международном симпозиуме в Монреале, Канада, интересные материалы и результаты исследований безопасности полетов вертолетов в США и мире за период 1940–2004 гг. [12].

В 2006 г. в Королевском обществе Военно-воздушных сил (Великобритания) прошел семинар, посвященный истории безопасности полетов [6].

10 февраля 2018 г. в Музее полетов (Сиэтл, США) открылась специальная выставка, которая «исследует эволюцию безопасности в коммерческой авиации и расположена по всему авиационному павильону и в Большой галерее»⁴ (пер. с англ. – С.К.).

Важное значение имеет исследование опыта профессионалов – личной истории безопасности полетов. Причем сведения об индивидуальном профессиональном опыте летчиков являются обширным запасом официальной информации об опасных событиях,

объем которой значительно больше, чем неофициальной (соотношение примерно 5 : 1). 35 лет назад, в 1987–1988 гг., автор в авиации ПВО МО СССР в дополнение к организованной системе сбора добровольных сообщений, в создании которой он принимал участие, провел инициативное исследование «Архив опасностей летчика» на основе анализа индивидуального опыта летчиков-истребителей (с применением метода экспертного опроса) обо всех предпосылках к летным происшествиям за весь период их профессиональной деятельности. Материалы и результаты кратко опубликованы в 1990 г. [1].

С 2022 г. целенаправленные исследования истории безопасности полетов начали проводить в ИИЕТ РАН по теме, посвященной истории техники и технических наук, по инициативе и при участии автора.

Сделана общая постановка проблемы истории безопасности полетов, ведется изучение источников, предложена периодизация истории безопасности полетов в XX–XXI вв.

Выделим три основных периода общей истории безопасности полетов в XX–XXI вв.

1. Зарождение идей, технологий, систем безопасности полетов (10–40-е гг. XX в.).

2. Становление национальных и международных систем обеспечения безопасности полетов, научных исследований, обучения и подготовки кадров в области безопасности полетов (50–80-е гг. XX в.).

3. Развитие новых идей, технологий, проектов, систем управления безопасностью полетов, в том числе активного обеспечения безопасности полетов и др. (с 90-х гг. XX в.).

Для каждой из трех взаимосвязанных областей истории безопасности полетов – науки, образования и практики, а также для каждой страны, отрасли и других акторов существует и своя история безопасности полетов («история истории») и ее периодизация.

В 2022 г. автором впервые в России и мире предложена новая идея – создать музей безопасности полетов, разработаны основания концепции такого музея в соавторстве с В.Ф. Жмеренецким и В.В. Воробьевым, 14 декабря 2022 г. сделан первый публичный доклад на Международной научной конференции [20].

Основания концептуальной модели истории безопасности полетов

Методология исследований: системный подход, описание, сравнение, анализ и синтез, систематизация, моделирование.

История безопасности полетов – новое междисциплинарное, мультидисциплинарное направление исследований теории и практики безопасности полетов аэрокосмической техники и всей сферы аэрокосмической деятельности человечества с охватом научно-технических, социальных и других аспектов.

Сверхзадачей познания и решения проблемы истории безопасности полетов как нового научного направления является поиск, хранение, интеграция, систематизация всей информации о безопасности полетов, получение новых знаний, выявление закономерностей и особенностей.

Предлагается новый методический подход – «всеобъемлющий» подход к истории безопасности полетов на «полном жизненном цикле» всей аэрокосмической техники и деятельности (разработка, производство, испытания, эксплуатация, ремонт и др.) в России и мире: всех искусственных летающих объектов в атмосфере Земли и космосе (аэрокосмическом пространстве), всех видов летательных аппаратов, экипажей, пассажиров, других специалистов аэрокосмической системы с охватом воздухоплавания, авиации, ракетной и космической техники, космонавтики за всю историю человечества.

Для исследований истории безопасности полетов необходимо применять новые технологии, включая bigdata и др. Полная история безопасности полетов должна охватывать статические и динамические блоки информации, использоваться для хранения, поиска, изучения, анализа информации, обучения, управления, создания новых технологий, прогнозирования развития техники и т. д. Общая история безопасности полетов человечества состоит из множества частных, в том числе индивидуальных историй, ее акторов и объектов. Например, в области практики в авиации и космонавтике для каждого

конкретного летчика, пилота, космонавта, конструктора, инженера, руководителя его личную историю безопасности полетов можно формализовать и представить в виде специального архива с описанием всех событий, артефактов [1].

В идеале структура и «наполнение» модели истории безопасности полетов должны охватывать все позитивные и негативные аспекты истории безопасности полетов, в том числе описания всех акторов и объектов, событий, артефактов безопасности полетов, инцидентов, происшествий, их последствий, включая мартиролог жертв происшествий и т. д., а также эволюцию идей, теорий, концепций, технологий, проектов безопасности полетов и др.

Всеобъемлющая история безопасности полетов, сочетающая фундаментальные и прикладные цели, подходы, методы, знания, модели имеет большой потенциал для получения, хранения, изучения, исследования и переосмысления информации, знаний, опыта, развития философии, идеологии, культуры и технологий безопасности полетов в парадигме национального и всемирного культурного наследия, синтезируя прошлое, настоящее и будущее технологий, техники, людей, государства, общества, цивилизации.

Перспективы исследований

История безопасности полетов является «ядром», основой и наследием, концентратом формальных и неформальных знаний, опыта, интуиций, идей, проектов, технологий, на которых базируется вся деятельность людей по обеспечению безопасности полетов.

Знания, опыт, анализ, прогнозы в области безопасности полетов важны для обеспечения безопасности и развития, качества жизни людей, стран, мирового сообщества, для создания новых моделей и систем в целях достижения устойчивого будущего аэрокосмической техники и деятельности, России, человечества.

История, состояние и перспективы безопасности полетов и стимулируют, и ограни-

чивают развитие идей, технологий, техники, сферы аэрокосмической деятельности, транспорта, коммуникаций, мобильности, и других сфер деятельности общества, всей нашей цивилизации, включая возможную экспансию человека и человечества в космос [3, 4].

Большой интерес представляют история, состояние, тренды, перспективы безопасности полетов: воздушного транспорта – гражданской авиации, особенно зарождение, создание первых технологий, правил, систем обеспечения БП (с 1926 г., США) [11], роль Международной организации гражданской авиации – ИКАО (1944)⁵ в обеспечении безопасности полетов в мире в XX–XXI вв. под эгидой ООН, а также отечественных достижений в обеспечении безопасности полетов⁶; события, новые методы, технологии, системы активного обеспечения безопасности полетов [19]; полный индивидуальный опыт профессионалов; тенденции безопасности полетов в XXI в. в воздухоплавании, авиации, ракетной технике, космонавтике, во всей сфере аэрокосмической деятельности в России и мире.

В отличие от систем добровольных сообщений, которые отражают только отдельные события, полученные от специалистов авиационной системы [16], «архивы опасностей» [1] могут дать полную и систематизированную историю безопасности полетов конкретных профессионалов. Представляется, что систематический анализ множества таких «архивов опасностей» как опыта профессионалов позволит выявить новые артефакты, закономерности и тенденции безопасности полетов, важные для теории и практики. Такие исследования целесообразно продолжить в сочетании с системами добровольных сообщений, это может дать принципиально новые и важные результаты.

⁵ Международная организация гражданской авиации – ИКАО [Электронный ресурс] // ИКАО. URL: <https://www.icao.int/Pages/default.aspx> (дата обращения: 17.09.2022).

⁶ Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2020 году. М.: Управление инспекции по безопасности полетов ФАВТ, 2021. 97 с.

Информационным «ядром» единой системы информации о всеобъемлющей, полной истории безопасности полетов может стать виртуальный всемирный музей безопасности полетов, его предстоит создать с использованием новых информационных технологий [20].

В новой реальности, в условиях глобального кризиса технологическая независимость и устойчивое развитие России не могут быть достигнуты без знания и эффективного использования отечественного и мирового опыта в области безопасности полетов. Именно область безопасности полетов была, является и всегда будет универсальным коммуникатором и интегратором России, других стран, всего мирового сообщества в сфере высоких технологий. История безопасности полетов – единое всеобщее культурное и технологическое богатство и наследие человечества, где наша страна может и должна быть адекватно и постоянно представлена в мире, внося свой богатый опыт и эффективно используя опыт других стран для обеспечения безопасности и развития аэрокосмической техники и деятельности, для созидания достойного будущего России на Земле и в Небе.

Заключение

Существует общественная необходимость и технологическая возможность объять необъятное – организовать в России и мире систематические исследования всей истории безопасности полетов в целях создания ее полной модели в виде интегрированных и обновляемых баз данных и знаний, максимально доступных для профессионалов и общества.

Это актуально и в связи со 100-летием отечественной гражданской авиации, в которой безопасность полетов всегда была и будет абсолютным приоритетом: в отрасли накоплены уникальные знания и опыт как национальное достояние России, достойные более полного сохранения, изучения и применения на новом этапе развития страны.

Сделана постановка проблемы истории безопасности полетов, предложено новое

междисциплинарное, мультидисциплинарное направление исследований.

Представлены: краткий обзор публикаций, основания концептуальной модели истории безопасности полетов, даны определения, рассмотрены методологические аспекты, опыт, актуальные вопросы и перспективы исследований.

Предложено исследовать «всеобъемлющую» историю безопасности полетов на «полном жизненном цикле» всей аэрокосмической техники и деятельности в России и мире: всех искусственных летающих объектов в атмосфере Земли и космосе (аэрокосмическом пространстве), всех видов летательных аппаратов, экипажей, пассажиров, других специалистов аэрокосмической системы с охватом воздухоплавания, авиации, космонавтики за всю историю человечества.

Предложена периодизация истории безопасности полетов в XX–XXI вв., выделены три основных периода.

Всеобъемлющие исследования полной истории безопасности полетов необходимы для изучения, анализа, отечественного и мирового опыта, получения новых знаний, выявления закономерностей и особенностей развития аэрокосмической техники и деятельности, создания новых технологий, прогнозирования и управления сферой аэрокосмической деятельности.

В условиях новой реальности в России, глобального кризиса, новых вызовов и тенденций в XXI в. изучение и использование знаний, опыта на основе истории безопасности полетов актуально для обучения специалистов, эффективного управления сферой аэрокосмической деятельности, ее устойчивого развития, создания новых высоких технологий, особенно в областях гражданской авиации и пилотируемых полетов в космос.

Предлагается: организовать систематические исследования истории безопасности полетов с охватом аспектов науки, образования и практики в России и мире; создать единую информационную систему по истории безопасности полетов на основе новых информационных технологий, «ядром» которой может стать виртуальный всемирный музей без-

опасности полетов; инициировать пилотный проект национального музея безопасности полетов России и начать его разработку в год 100-летия нашей гражданской авиации.

В перспективе возможно создание новой учебной дисциплины «История безопасности полетов» для обучения специалистов аэрокосмической отрасли и исследователей.

Список литературы

1. **Кричевский С.В.** Архив опасностей летчика // Вестник противовоздушной обороны. 1990. № 8. С. 34–36.
2. **Кричевский С.В.** Методика оценки и пути повышения безопасности полетов самолетов-истребителей на взлете при отказах авиатехники: монография. М.: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2011. 364 с.
3. **Кричевский С.В.** Аэрокосмическая деятельность: междисциплинарный анализ. М.: КД ЛИБРОКОМ, 2012. 384 с.
4. **Кричевский С.В.** Освоение космоса человеком: Идеи, проекты, технологии экспансии. История и перспективы. 2-е изд., испр. и доп. М.: ЛЕНАНД, 2022. 448 с.
5. **Вайсберг И.** Главная задача – безопасность полетов! Интервью с Сергеем Байневым // АвиаСоюз. 2017. № 2 (65). С. 16–18.
6. **Nadaway S.** A brief history of flight safety literature // Royal Air Force Historical Society. 2006. Journal 37. Pp. 56–65.
7. **Береговой Г.Т.** Безопасность космических полетов / Г.Т. Береговой, А.А. Тищенко, Г.П. Шибанов, В.И. Ярополов. М.: Машиностроение, 1977. 264 с.
8. **Архипов М.С., Жулев В.И., Иванов В.С. и др.** Безопасность полетов летательных аппаратов / Под ред. Г.Ф. Сивкова. М.: ВВИА, 1979. 321 с.
9. **Стариков А.И., Зачеса В.Я., Зинковский Н.Н. и др.** Безопасность полетов летательных аппаратов: Методические основы / Под ред. А.И. Старикова. М.: Транспорт, 1988. 159 с.
10. **Соболев Д.А.** История самолетов 1919–1945 гг. М.: РОССПЭН, 1997. 357 с.
11. **Петров А.Н.** Безопасность полетов на ранних этапах становления авиации // Проблемы безопасности полетов. 1999. № 5. С. 11–24.
12. **Roy G.F.** The history of helicopter safety [Электронный ресурс] // International Helicopter Safety Symposium, Montréal, Québec, Canada. September 26–29 2005. URL: https://www.h-a-c.ca/IHSS_Helicopter_Safety_History_05.pdf (дата обращения: 12.10.2022).
13. **Шумилов И.С.** Авиационные происшествия. Причины возникновения и возможности предотвращения. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 384 с.
14. **Пономаренко В.А.** Безопасность полета – боль авиации. М.: МПСИ; Флинта, 2007. 416 с.
15. **Лашков А.** Из истории безопасности полетов в России [Электронный ресурс] // Авиапанорама. 2009. № 4. URL: <https://www.aex.ru/fdocs/1/2009/11/3/16484/?ysclid=lcx8buzgc7920810741> (дата обращения: 12.10.2022).
16. **Чунтул А.В.** Особые ситуации в летной практике / А.В. Чунтул, В.И. Дудин, О.А. Косолапов, М.А. Ерусалимский. М.: МОО «Ассоциация журналистов, пишущих на правоохранительную тематику», 2009. 240 с.
17. **Обеспечение безопасности полетов: учебник / Под ред. Р.Э. Ирмалиева.** Монино: ВВА, 2010. 423 с.
18. **Воробьев В.В., Большедворская Л.Г., Зубков Б.В. и др.** Безопасность полетов гражданских воздушных судов: учебник / Под ред. В.В. Воробьева. М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского, 2021. 440 с.
19. **Жмеренецкий В.Ф., Полулях К.Д., Акбашев О.Ф.** Активное обеспечение безопасности полета летательного аппарата: Методология, модели, алгоритмы. 2-е изд., стер. М.: ЛЕНАНД, 2021. 312 с.
20. **Кричевский С.В., Жмеренецкий В.Ф., Воробьев В.В.** Музей безопасности полетов: идея и основания концепции [Электронный ресурс] // Политехнический музей. XVI Международная научно-практическая конференция «История науки и техники. Музейное дело». Москва, 14–15 декабря 2022 г. URL: <https://polymus.ru/ru/museum/pros/conference/>

xvi-mezhdunarodnaya-konferentsiya-istoriya-nauki-i-tehniki.-muzeynoe-delo/sektsii-i-tezisy/ (дата обращения: 15.12.2022).

References

1. **Krichevsky, S.V.** (1990). Archive of pilot's dangers. *Vestnik protivovozdushnoy oborony*, no. 8, pp. 34–36. (in Russian)
2. **Krichevsky, S.V.** (2011). Methodology for assessing and improving the safety of fighter aircraft takeoff in case of aviation equipment failures: monograph. Moscow: Izdatelstvo VUNTs VVS "VVA im. prof. N.Ye. Zhukovskogo i Yu.A. Gagarina", 364 p. (in Russian)
3. **Krichevsky, S.V.** (2012). Aerospace activities: interdisciplinary analysis. Moscow: Knizhny dom LIBROKOM, 384 p. (in Russian)
4. **Krichevsky, S.V.** (2022). Human exploration of space: ideas, projects, expansion technologies. History and prospects. 2nd ed., ispr. i dopol. Moscow: LENAND, 448 p. (in Russian)
5. **Vaysberg, I.** (2017). The main task is flight safety! Interview with Sergey Baynetov. *AviaSoyuz*, no. 2 (65), pp. 16–18. (in Russian)
6. **Hadaway, S.** (2006). A brief history of flight safety literature. Royal Air Force Historical Society, Journal 37, pp. 56–65.
7. **Beregovoy, G.T., Tishchenko, A.A., Shibanov, G.P., Yaropolov, V.I.** (1977). Space flight safety. Moscow: Mashinostroyeniye, 264 p. (in Russian)
8. **Arkhipov, M.S., Zhulev, V.I., Ivanov, V.S. et al.** (1979). Flight safety of aircraft, in Sivkov G.F. (Ed.). Moscow: VVIA, 321 p. (in Russian)
9. **Starikov, A.I., Zachesa, V.Ya., Zinkovsky, N.N. et al.** (1988). Aircraft flight safety: Methodological foundations, in Starikov A.I. (Ed.). Moscow: Transport, 159 p. (in Russian)
10. **Sobolev, D.A.** (1997). Aircraft history 1919–1945. Moscow: ROSSPEN, 357 p. (in Russian)
11. **Petrov, A.N.** (1999). Flight safety at the early stages of aviation development. *Problemy bezopasnosti poletov*, no. 5, pp. 11–24. (in Russian)
12. **Roy, G.F.** (2005). The history of helicopter safety. *International Helicopter Safety Symposium*, Montréal, Québec, Canada. September 26–29. Available at: https://www.h-a-c.ca/IHSS_Helicopter_Safety_History_05.pdf (accessed: 12.10.2022).
13. **Shumilov, I.S.** (2006). Aviation accidents. Causes and prevention opportunities. Moscow: Izdatelstvo MGTU im. N.E. Baumana, 384 p. (in Russian)
14. **Ponomarenko, V.A.** (2007). Flight safety is the pain of aviation. Moscow: MPSI, 416 p. (in Russian)
15. **Lashkov, A.** (2009). From the history of flight safety in Russia. *Aviapanorama*, no. 4. Available at: <https://www.aex.ru/fdocs/1/2009/11/3/16484/?ysclid=lcx8buzgc7920810741> (accessed: 12.10.2022). (in Russian)
16. **Chuntul, A.V., Dudin, V.I., Kosolapov, O.A., Erusalimsky, M.A.** (2009). Special situations in flight practice. Moscow: MOO "Assotsiatsiya zhurnalistov, pishushchikh na pravookhranitel'nyu tematiku", 240 p. (in Russian)
17. **Irmaliev, R.E. (Ed.)**. (2010). Ensuring flight safety: textbook. Monino: VVA, 423 p. (in Russian)
18. **Vorobev, V.V., Bolshedvorskaya, L.G., Zubkov, B.V. et al.** (2021). Flight safety of civil aircraft: textbook, in Vorobev V.V. (Ed.). Moscow: Izdatelskiy dom Akademii imeni N.Ye. Zhukovskogo, 440 p. (in Russian)
19. **Zhmerenetskiy, V.F., Polulyakh, K.D., Akbashev, O.F.** (2021). Active safety of aircraft flight: methodology, models, algorithms. 2nd ed., ster. Moscow: LENAND, 312 p. (in Russian)
20. **Krichevsky, S.V., Zhmerenetskiy, V.F., Vorobev, V.V.** (2022). Flight safety museum: idea and foundations of the concept. *Politekhnikeskii muzey. XVI Mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya "Istoriya nauki i tekhniki. Muzeynoe delo"*. Moscow, 14–15 December. Available at: <https://polymus.ru/ru/museum/pros/conference/xvi-mezhdunarodnaya-konferentsiya-istoriya-nauki-i-tehniki.-muzeynoe-delo/sektsii-i-tezisy/> (accessed: 15.12.2022). (in Russian)

Сведения об авторе

Кричевский Сергей Владимирович, профессор, доктор философских наук, кандидат технических наук, главный научный сотрудник отдела истории техники и технических наук Института истории естествознания и техники имени С.И. Вавилова РАН, Москва, военный летчик 1-го класса, экс-космонавт-испытатель, krichevsky@ihst.ru.

Information about the author

Sergey V. Krichevsky, Professor, Doctor of Philosophy, Candidate of Technical Sciences, Chief Researcher of the History of Technology and Technical Sciences Department, S.I. Vavilov Institute for the History of Natural Science and Technology of the Russian Academy of Sciences, Moscow, 1st class Military Pilot, Former Test-Cosmonaut, krichevsky@ihst.ru.

Поступила в редакцию 16.01.2023
Принята в печать 23.03.2023

Received 16.01.2023
Accepted for publication 23.03.2023

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 621.45.04

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-18-28

**Метод оценки антинагарных свойств масел для двигателей
беспилотных летательных аппаратов**

**С.А. Криушин¹, М.В. Селезнев², Д.А. Маньшев¹, А.Н. Зайцева¹,
А.В. Иванов¹**

¹ *ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», г. Москва, Россия*

² *Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

Аннотация: На сегодняшний день в России активно развивается разработка и производство беспилотных летательных аппаратов, что обусловлено сравнительно меньшей стоимостью, малыми размерами, отсутствием угрозы жизни пилота, скрытностью, автономностью, мобильностью по сравнению с пилотируемыми летательными аппаратами. При этом в указанных летательных аппаратах наибольшее распространение получили двухтактные бензиновые двигатели, обладающие более высокой литровой мощностью, простотой конструкции и меньшими затратами в производстве при их сравнении с четырехтактными бензиновыми двигателями. В указанных двигателях отсутствует классическая система смазки, поэтому масло подается для смазывания цилиндропоршневой группы в виде топливомасляной смеси, которая сгорает в ходе рабочего процесса вместе с топливом. При этом на деталях цилиндропоршневой группы откладываются высокотемпературные отложения – нагары и лаки. Образование нагара снижает мощность двигателя, срок его службы и экономичность, вызывает увеличение эксплуатационных расходов. Одним из вариантов решения указанной проблемы является применение моторных масел с высоким уровнем антинагарных свойств. Однако в настоящее время отсутствует метод оценки антинагарных свойств масел для двигателей беспилотных летательных аппаратов. На основании описанного химмотологического процесса разработан указанный метод, выбрано испытательное оборудование (установка Panel Coking Test Apparatus) и установлены режимы испытаний (температура пластины – 290 °С, температура масла в картере – 100 °С, скорость разбрызгивания – 800 об/мин, время испытания – 4 ч), позволяющие оценивать и ранжировать моторные масла для двигателей беспилотных летательных аппаратов по антинагарным свойствам в лабораторных условиях. По результатам испытаний установлено, что масло Motul Kart Grand Prix 2T обладает наименьшей склонностью к нагарообразованию среди испытанных образцов моторных масел. Результаты сравнения лабораторных и стендовых испытаний масел Новойл-ДД и Motul Kart Grand Prix 2T показывают высокую степень сходимости.

Ключевые слова: антинагарные свойства, беспилотные летательные аппараты, двухтактные бензиновые двигатели, метод оценки, моторные масла, химмотологический процесс.

Для цитирования: Криушин С.А. Метод оценки антинагарных свойств масел для двигателей беспилотных летательных аппаратов / С.А. Криушин, М.В. Селезнев, Д.А. Маньшев, А.Н. Зайцева, А.В. Иванов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 18–28. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-18-28

Method for assessing the anti-carbon properties of unmanned aerial vehicle engines

S.A. Kriushin¹, M.V. Seleznev², D.A. Manshev¹, A.N. Zaitseva¹,
A.V. Ivanov¹

¹FAO "25 State Research Institute of Chemmotology of the Ministry of Defense of the
Russian Federation", Moscow, Russia

²Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract: At present, the process of design and production of unmanned aerial vehicles has been making progress in Russia, which is caused by the relatively low cost, small size, absence of life hazard to a pilot, stealth, self-sustainability, mobility compared to manned aircraft. At the same time, two-stroke gasoline engines, possessing a higher power-to-volume ratio, unsophisticated design, and lower production costs in comparison with four-stroke gasoline engines, have become widely used in these aircraft. These engines lack a conventional lubrication system, so the oil is supplied to lubricate the cylinder-piston group in the form of a fuel-oil mixture, which burns during the operating procedure together with the fuel. In this case, high-temperature deposits such as carbon and lacquer are accumulated on the parts of the cylinder-piston group. The formation of carbon reduces the engine power, its service life and efficiency, causes an increase in operating costs. One of the solutions to this problem is the use of motor oils with a high level of anti-carbon properties. However, currently a method for assessing the anti-carbon oil properties for unmanned aerial vehicle engines is not available. In accordance with the described chemmotological process, the method was developed, the test equipment (Panel Coking Test Apparatus) was selected and the test modes were established (plate temperature – 290°C, oil temperature in the crankcase – 100°C, spray speed – 800 rev/min, test time – 4 h), allowing you to evaluate and rank motor oils for unmanned aircraft engines based on the anti-carbon properties in the laboratory. As tested, Motul Kart Grand Prix 2T oil has the least tendency for carbonization among tested motor oil samples. Laboratory and bench tests of Novoyl-DD and Motul Kart Grand Prix 2T oils show a high degree of convergence.

Key words: anti-carbon properties, unmanned aerial vehicles, two-stroke gasoline engines, evaluation method, motor oils, chemmotological process.

For citation: Kriushin, S.A., Seleznev, M.V., Manshev, D.A., Zaitseva, A.N., Ivanov, A.V. (2023). Method for assessing the anti-carbon properties of unmanned aerial vehicle engines. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 18–28. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-18-28

Введение

В настоящее время одним из наиболее перспективных направлений развития авиации признано создание беспилотных авиационных комплексов различного назначения, основными преимуществами которых, по сравнению с пилотируемыми летательными аппаратами, являются относительно небольшие массогабаритные характеристики; высокая мобильность и более низкая стоимость. Указанные преимущества обуславливают применение в последнее десятилетие беспилотных летательных аппаратов (далее – БЛА) для решения широкого спектра выполняемых задач [1–4].

Авторами [5–8] отмечается, что наиболее массовыми типами двигателей в Российской Федерации, устанавливаемых на БЛА, явля-

ются зарубежные поршневые двухтактные бензиновые двигатели мощностью до 8 л. с. и четырехтактные двигатели мощностью 1,5 л. с. В указанных двигателях отсутствует классическая система смазки, поэтому масло подается для смазывания цилиндропоршневой группы в виде топливомасляной смеси, которая сгорает в ходе рабочего процесса вместе с топливом. При этом на деталях цилиндропоршневой группы откладываются высокотемпературные отложения – нагары и лаки (рис. 1). Образование нагара снижает мощность двигателя, срок его службы и экономичность, вызывает увеличение эксплуатационных расходов. Отложения могут являться причиной перегрева головок поршней и цилиндров, ухудшения процесса сгорания топлива, повышения требований к антидетонационным свойствам топлива. Также образование нагара нарушает работу электродов



Рис. 1. Вид поршня бензинового двигателя Saito GI-36¹ после эксплуатации на масле с низким уровнем антинагарных свойств

Fig. 1. Type of Saito GI-36¹ gasoline engine piston after the operation using oil with a low level of low anticarbon properties

свечей зажигания, оказывает абразивное действие на трущиеся детали двигателя, являясь причиной задира [9, 10].

Надежная эксплуатация указанных двигателей в условиях воздействия различных факторов (температур, давлений, скоростей скольжения поверхностей трения) обеспечивается в том числе применением моторных масел для двухтактных бензиновых двигателей (далее – ДТБД) с высоким уровнем антинагарных свойств.

Для оценки антинагарных свойств моторных масел для ДТБД используют различные экспериментальные методы, в том числе косвенные. Согласно ГОСТ 4.24 показателями склонности моторного масла к высокотемпературным отложениям и образованию нагара являются: количество отложений на установке НАМИ-1, мг (ГОСТ 20994), коксусность, % (ГОСТ 19932) и зольность, % (ГОСТ 1461). Также в России известны методы, реализованные на одноцилиндровой установке ИТ9-3, ИМЗ-2ТД-10. За рубежом наибольшее распространение получили методы JASO M343-92, JASO M341-92 и CEC L-79-T97 [11–13]. Однако недостатками косвенных методов является их низкая информативность и сходимость результатов испытаний масел с результатами, полученными в условиях реальной эксплуатации двухтактных двигателей, а стендовые методы требуют высокой продолжительности испытаний, большего объема образца масла и материальных затрат. Это вызывает большие сложно-

сти при необходимости оперативной оценки уровня антинагарных свойств масел для ДТБД. Поэтому актуальным является разработка высокоинформативного метода оценки антинагарных свойств моторных масел для ДТБД, учитывающего конструктивные особенности двухтактного бензинового двигателя и основные физико-химические свойства масел.

Методы и методология исследований

Для достижения указанной цели необходимо обосновать условия подобию процесса образования нагара в ДТБД с применением физического и математического моделирования химмотологической системы «моторное масло – двигатель – условия эксплуатации».

С целью оценки склонности моторных масел к нагарообразованию методом подобию выбран четырехтактный бензиновый двигатель для беспилотных летательных аппаратов с воздушным охлаждением Saito FG-36 [14, 15], работающий на топливомасляной смеси, образование нагара в котором в ходе эксплуатации является наиболее критичным фактором выхода его из строя. Выбор именно этого двигателя также обусловлен его комплектацией БПЛА «Орлан-10» и большим соотношением масло : бензин (1 : 25). При этом температура поверхности головки поршня составляет около 300 °С, а площадь поверхности головки поршня – 0,01256 м² [16].

Для физического моделирования использовано приближенное подобие, заключающееся в обосновании условий подобия процесса и воспроизведении постоянства определяющих критериев подобия в модели и объекте [17, 18]. Были применены теория подобия и анализ размерностей, чтобы определить функциональную зависимость и рассчитать необходимые режимы разрабатываемого лабораторного метода. С помощью критических параметров процесс образования нагара в химмотологической системе «дно поршня двухтактного двигателя – моторное масло» в материальной точке 1 (рис. 2) можно описать следующим уравнением:

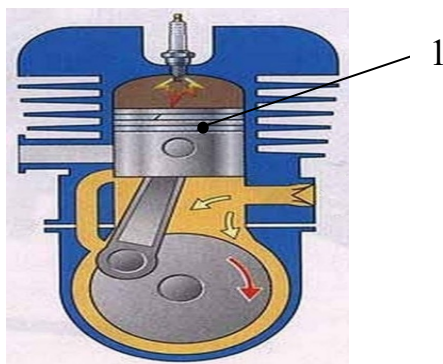


Рис. 2. Расположение материальной точки 1 в химмотологической системе «дно поршня двухтактного двигателя – моторное масло»

Fig. 2. Location of a material point 1 in the chemmotological system “piston bottom of the two-stroke engine – motor oil”

$$m_{\text{нагар}} = F(\Phi_k, \Phi_y, \Phi_{\text{сост. масла}}), \quad (1)$$

где $m_{\text{нагар}}$ – масса образующегося нагара на 1 м^3 масла, г/м^3 ; Φ_k – фактор конструкции, учитывающий влияние конструкции камеры сгорания и двигателя; Φ_y – фактор условий эксплуатации, учитывающий влияние условий в камере сгорания; $\Phi_{\text{сост. масла}}$ – фактор, учитывающий влияние состава и совокупности физико-химических свойств масла.

Влияние каждого фактора может быть описано следующими параметрами [19]:

$$m_{\text{нагар}} = \varphi(S, w, \theta, \tau, \nu, A) = \theta, \quad (2)$$

где S – площадь головки поршня, м^2 ; w – линейная скорость движения материальной точ-

ки, м/с ; θ – температура нагретой поверхности головки поршня, К ; τ – время, с ; ν – кинематическая вязкость масла, $\text{м}^2/\text{с}$; A – зольность масла, г/м^3 .

Процесс описывают $n = 6$ физических размерных величин. В качестве переменных с независимыми размерностями выберем S , θ , ν , A , которые включают в себя четыре первичные единицы (температуры – θ [K], длины – L [м], массы – M [кг] и времени – T [с]). Размерности независимых переменных:

$$[S] = [\theta]^0 \times [L]^2 \times [M]^0 \times [T]^0, \quad (3)$$

$$[\theta] = [\theta]^1 \times [L]^0 \times [M]^0 \times [T]^0, \quad (4)$$

$$[\nu] = [\theta]^0 \times [L]^2 \times [M]^0 \times [T]^{-1}, \quad (5)$$

$$[A] = [\theta]^0 \times [L]^{-3} \times [M]^1 \times [T]^0. \quad (6)$$

Зависимыми переменными будут w и τ , а их размерности будут иметь вид

$$[w] = [\theta]^0 \times [L]^1 \times [M]^0 \times [T]^{-1}, \quad (7)$$

$$[\tau] = [\theta]^0 \times [L]^0 \times [M]^0 \times [T]^1. \quad (8)$$

Матрица коэффициентов степеней размерностей независимых величин:

$$\begin{bmatrix} 0 & 2 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & -1 \\ 0 & -3 & 1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Поскольку определитель матрицы $\Delta = -2$ отличен от нуля, количество независимых величин и сами величины выбраны правильно.

Выразим безразмерные комбинации исходных физических величин π_1 и π_2 делением зависимых переменных w , θ_1 и τ на независимые переменные в некоторых степенях a , b , c , d (с соответствующими индексами):

$$\pi_1 = \frac{w}{\theta^a S^b \nu^c A^d} \quad (10)$$

$$\pi_2 = \frac{\tau}{\theta^a S^b \nu^c A^d} \quad (11)$$

Найдем показатели степеней сравнением размерностей при всех первичных единицах из условия безразмерности.

При θ :

$$0 = a_1; 0 = a_2. \quad (12)$$

При L :

$$1 = 2b_1 + c_1 - 3d_1; 0 = 2b_2 + 2c_2 - 3d_2. \quad (13)$$

При M :

$$0 = d_1; 0 = d_2. \quad (14)$$

При T :

$$-1 = -c_1; 1 = -c_2. \quad (15)$$

Совместно решаем полученные уравнения:

$$\begin{aligned} a_1 = 0; b_1 = -0,5; c_1 = 1; d_1 = 0, \\ a_2 = 0; b_2 = 1; c_2 = -1; d_2 = 0. \end{aligned} \quad (16)$$

Подставляем полученные показатели степеней в выражения для безразмерных комбинаций исходных физических величин:

$$\pi_1 = \frac{w\sqrt{S}}{v}, \quad (17)$$

$$\pi_2 = \frac{\tau v}{S}. \quad (18)$$

Разделим π_1 и π_2 чтобы получить критерий подобия K для упрощения дальнейших расчетов:

$$K = \frac{\pi_1}{\pi_2} = \frac{wS^{1.5}}{v^2\tau}. \quad (19)$$

Таким образом, исследуемый процесс образования нагара характеризуется безразмерным критерием:

$$m_{\text{нагар}} = F(K) = 0. \quad (20)$$

Исследуемый химмотологический процесс характеризуется критерием K , который представляет собой обобщенную характеристику, связывающую параметр конструкции – площадь головки поршня S [м²], на которой

образуются отложения, параметр условий эксплуатации – скорость движения рассматриваемой материальной точки на поршне w [м/с] и время работы двигателя τ [с], параметр влияния физико-химических свойств масла – кинематическая вязкость ν [м²/с].

Для обеспечения подобия химмотологического процесса необходимо соблюдение условий однозначности: в натурном двигателе и модели используется одно и то же масло и равенство температур поверхности головки поршня и модельной установки:

$$\frac{\theta_{\text{модель}}}{\theta_{\text{двигатель}}} = 1; \theta_{\text{модель}} = \theta_{\text{двигатель}} = \text{idem}, \quad (21)$$

где $\theta_{\text{модель}}$ – температура поверхности модельной установки, °С; $\theta_{\text{двигатель}}$ – температура поверхности головки поршня двигателя, °С.

Реализуется подобие по функциональному признаку: приведенный критерий и его численное значение обеспечивает протекание химмотологического процесса в физической модели в том же направлении, что и в реальной системе, при этом физическая модель выполняет преобразующую функцию, аналогичную функции двигателя.

Выбор лабораторного оборудования осуществлялся исходя из критерия, что оно должно максимально приближено соответствовать процессам физической модели, которые происходят с маслом в реальном двигателе, включая механизм протекания химмотологического процесса.

Поэтому для разработки метода оценки антинагарных свойств масел была использована специальная малогабаритная установка для определения склонности масел к коксованию Panel Coking Test Apparatus производителя Koehler (рис. 3). Указанное испытательное оборудование используется в стандартной методике оценки склонности авиационных масел к высокотемпературным отложениям по СТО 08151164-0222-2017.

Установка состоит из распылительной камеры (картера), изготовленной из нержавеющей стали, смонтированной на опорной плите. Внутри камеры установлен патронный нагре-

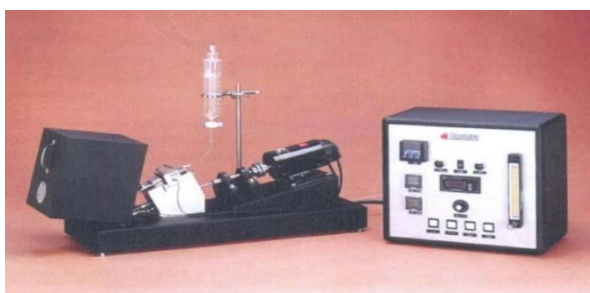


Рис. 3. Общий вид установки Panel Coking Test Apparatus

Fig. 3. General view of Panel Coking Test Apparatus

ватель для нагрева испытуемого масла и термомпара для измерения температуры. Также внутри камеры установлен вал, на котором закреплены ряды проволок для разбрызгивания масла. Вал приводится в движение электродвигателем, частота и скорость вращения устанавливаются и поддерживаются электронным блоком управления. Распылительная камера закрыта крышкой. Через крышку вводится трубка, соединяющая распылительную камеру с резервуаром испытуемого масла. Также в крышке предусмотрено окно, в которое устанавливается рабочая алюминиевая пластина с несквозным отверстием для термомпары чтобы измерять температуру в течение испытания. Пластина прижимается к краям окна электрическим нагревателем, обеспечивающим нагрев пластины до заданной температуры. Положение пластины и нагревателя закрепляется посредством струбцины [20].

Для проведения эксперимента подготовленную алюминиевую пластину устанавливают рабочей поверхностью к разбрызгивателю и вставляют в нее термомпару. Температуру пластины доводят до заданной. Параллельно испытуемое масло нагревают до рабочей температуры и заливают в картер.

После установления заданных температур пластины и масла, включают электродвигатель, приводящий в движение вал с проволоками. По истечении времени испытания электродвигатель выключают и пластину снимают пинцетом, не прикасаясь к отложениям. Пластину охлаждают до комнатной температуры и промывают окунанием в фарфоровую чашу с нефрасом для удаления следов масла

с поверхности. Далее пластину сушат на воздухе до постоянной массы и взвешивают. Массу отложений на пластине рассчитывают по разности масс до и после испытания. Результат эксперимента вычисляют как среднее арифметическое значение двух параллельных испытаний [21].

Исходя из зависимости массы образовавшихся высокотемпературных отложений от температур пластины, масла в картере и продолжительности испытания на установке Koehler Panel Coking Test Apparatus были установлены режимы испытания масел, представленные в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Параметры работы установки Koehler Panel Coking Test Apparatus
Operating parameters of Koehler Panel Coking Test Apparatus

Наименование показателя	Значение
Температура пластины, °C	290
Температура масла в картере, °C	100
Скорость разбрызгивания, об/мин	800
Время испытания, ч	4

Для проведения испытаний использовали моторные масла для малоразмерных двухтактных двигателей Новойл-ДД, Rolf Garden 2T, Лукойл мото 2T, Motul Kart Grand Prix 2T.

Результаты исследования

Результаты проведенного исследования по оценке антинагарных свойств различных масел представлены в табл. 2 и на рис. 4.

С целью определения соответствия результатов испытаний масел разработанным методом оценки антинагарных свойств с реальными условиями эксплуатации проведено сравнение результатов исследования моторных масел Новойл-ДД и Motul Kart Grand Prix 2T на специальном оборудованном стенде с ис-

Таблица 2
Table 2

Результаты испытаний моторных масел
по оценке антинагарных свойств
Test results of the motor oils based
on the anticarbon properties assessment

Наименование образца масла	Масса отложений, мг
Новойл-ДД	40,4
Rolf Garden 2T	31,7
Лукойл мото 2Т	17,4
Motul Kart Grand Prix 2T	10,4

пользованием малоразмерного авиационного поршневого бензинового двигателя Saito GI-36 в течение 50 часов при различных режимах работы и результатами, полученными в лабораторных условиях (рис. 5). Однако

вследствие неустойчивой работы двигателя на масле Новойл-ДД после 20 часов эксплуатации его испытания были завершены. Испытания на стенде проводились в составе топливомасляной смеси, изготовленной из автомобильного бензина АИ-92-К5 по ГОСТ 32513 и исследуемого образца масла в соотношении 1 : 30, в умеренной климатической зоне в условиях реального атмосферного давления, влажности и температуры окружающего воздуха. По окончании испытаний двигатель разбирался, а его детали цилиндро-поршневой группы визуально оценивались на наличие лака и нагара [9].

Обсуждение полученных результатов

По результатам исследования выявлено, что описанный химмотологический процесс, выбранное испытательное оборудование

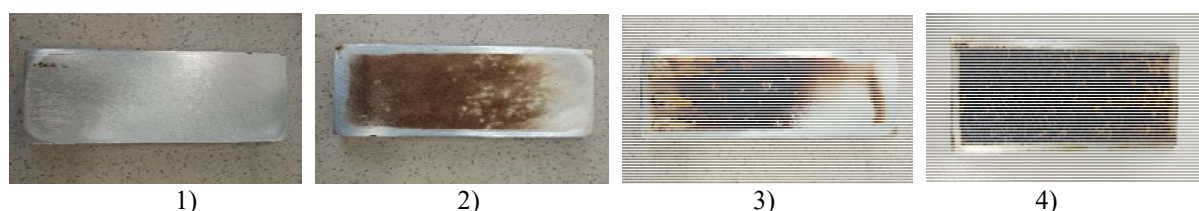


Рис. 4. Внешний вид пластин после испытаний разработанным методом:
1 – на масле Новойл-ДД; 2 – на масле Rolf Garden 2T; 3 – на масле Лукойл мото 2Т;
4 – на масле Motul Kart Grand Prix 2T

Fig. 4. Appearance of the plates after the tests by the developed method:
1 – on Novoyl-DD oil; 2 – on Rolf Garden 2T oil; 3 – on Lukoil motor 2T oil; 4 – on Motul Kart Grand Prix 2T oil



Рис. 5. Вид поршня бензинового двигателя Saito GI-36 после эксплуатации на масле:
1 – Новойл-ДД (20 часов); 2 – Motul Kart Grand Prix 2T (50 часов)

Fig. 5. Appearance of gasoline engine piston Saito GI-36 after oil operation:
1 – Novoyl-DD (20 hours); 2 – Motul Kart Grand Prix 2T (50 hours)

и установленные режимы испытаний позволяют оценивать и ранжировать моторные масла для двигателей беспилотных летательных аппаратов по антинагарным свойствам в лабораторных условиях.

Масло Motul Kart Grand Prix 2T обладает наименьшей склонностью к нагарообразованию среди испытанных образцов масел для двигателей беспилотных летательных аппаратов, что, по-видимому, связано с применением в компонентном составе указанного масла синтетической основы.

Результаты сравнения лабораторных и стендовых испытаний масел Новойл-ДД и Motul Kart Grand Prix 2T показывают высокую степень сходимости.

Заключение

Таким образом, для оценки антинагарных свойств моторных масел с целью их выбора для надежной эксплуатации двухтактных двигателей беспилотных летательных аппаратов предлагается использовать разработанный метод при следующих режимах испытаний: температура пластины – 290 °С, температура масла в картере – 100 °С, скорость разбрызгивания – 800 об/мин, время испытания – 4 часа. В качестве испытательного оборудования рекомендуется использовать установку Koehler Panel Coking Test Apparatus, параметры которой максимально соответствуют процессам физической модели, происходящим с маслом в реальном двигателе, включая механизм протекания химмотологического процесса. Однако в целях увеличения достоверности результатов испытаний, получаемых при использовании разработанного метода, следует осуществить накопление статистических данных по испытаниям моторных масел различного компонентного состава и определить корреляцию с другими методами оценки антинагарных свойств масел.

С целью снижения нагарообразования при эксплуатации двухтактных двигателей беспилотных летательных аппаратов рекомендуется использовать моторные масла, включающие синтетическую основу. Полученные

результаты испытаний подтверждают указанный вывод, поскольку масло Motul Kart Grand Prix 2T обладает наименьшей склонностью к нагарообразованию среди испытанных образцов.

Список литературы

1. Кузнецов Г.А. Беспилотные летательные аппараты с поршневыми двигателями. Компоновки и конструкции. М.: Спутник+, 2010. 194 с.
2. Сияткин Д.А., Божков А.Ю., Горчаков М.А. Создание многофункциональных беспилотных летательных аппаратов: пути решения проблемных вопросов // Военная мысль. 2018. № 10. С. 86–91.
3. Михайлов Д.А. Разработка в Израиле систем противодействия БЛА // Зарубежное военное обозрение. 2015. № 12. С. 85–86.
4. Тыщенко В.А. Исследования в области разработки масел для двухтактных бензиновых двигателей / В.А. Тыщенко, К.А. Овчинников, М.А. Жумлякова, М.С. Еремин, О.В. Галкина, С.А. Новиков, Ю.Н. Хорошев // Мир нефтепродуктов. Вестник нефтяных компаний. 2014. № 12. С. 13–17.
5. Торхов Г.И. Двухтактные двигатели легких и сверхлегких летательных аппаратов. Пермь: Звезда, 2009. 263 с.
6. Иванов А.В., Криушин С.А., Селезнев М.В. Обоснование требований к маслу для двухтактных двигателей беспилотных летательных аппаратов // Труды 25 ГосНИИ МО РФ. 2019. № 1. С. 116–121.
7. Панов В.В. Повышение эффективности двухтактных бензиновых двигателей внутреннего сгорания: дисс. ... докт. техн. наук. Владимир, 1995. 462 с.
8. Самусенко В.Д. Разработка методики оперативной оценки антизадирных свойств масел для двухтактных бензиновых двигателей: дисс. ... канд. техн. наук. М.: НИУ МГСУ, 2017. 102 с.
9. Маньшев Д.А. Исследование эксплуатационных свойств масла для малоразмерного поршневого авиационного двигателя / Д.А. Маньшев, А.В. Иванов, С.А. Криушин,

А.В. Чернышева, С.Г. Потупчик // Труды 25 ГосНИИ МО РФ. 2020. № 59. С. 253–261.

10. Мещерин Е.М., Островская М.Е. Масла для двухтактных бензиновых двигателей. М.: ЦНИИТЭнефтехим, 1989. 72 с.

11. Воробьева Е.И. Исследование и разработка экологически улучшенного масла для двухтактных бензиновых двигателей: дисс. ... канд. техн. наук. М.: РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2001. 91 с.

12. Чудиновских А.Л., Мещерин Е.М., Бартко Р.В. Прогнозирование склонности масел к образованию отложений в двухтактных бензиновых двигателях // Мир нефтепродуктов. Вестник нефтяных компаний. 2014. № 8. С. 26–27.

13. Сафонов А.С., Ушаков А.И., Гришин В.В. Химмотология горюче-смазочных материалов. СПб.: НПИКЦ, 2007. 488 с.

14. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика / Пер. с англ. А.И. Демьяникова, под ред. Г.В. Анцева. М.: ТЕХНОСФЕРА, 2015. 312 с.

15. Грядунов К.И. Химмотология авиационных горюче-смазочных материалов: тексты лекций. М.: ИД Академии Жуковского, 2021. 184 с.

16. Исаенко Ю.К. Разработка метода оценки и исследование противозадирных свойств масел с присадками на двухтактном карбюраторном двигателе: дисс. ... канд. техн. наук. М., 1972. 139 с.

17. Пименов Ю.М. Планирование эксперимента в задачах химмотологии: учеб. пособие. СПб.: ВАТТ, 1994. 108 с.

18. Гухман А.А. Введение в теорию подобия. 2-е изд. М.: Высшая школа, 1973. 296 с.

19. Спирин Н.А. Методы планирования и обработки результатов инженерного эксперимента: учеб. пособие для вузов / Н.А. Спирин, В.В. Лавров, Л.А. Зайнуллин, А.Р. Бондин, А.А. Бурыкин, под ред. Н.А. Спирина. Екатеринбург: УИИЦ, 2015. 290 с.

20. Мойкин А.А. Разработка загущенного полусинтетического масла М-5з/20 АЭРО для авиационных поршневых четырехтактных бензиновых двигателей беспилотных летательных аппаратов / А.А. Мойкин, А.С. Мед-

жибовский, С.А. Криушин, М.В. Селезнев, Е.Н. Кириков // Мир нефтепродуктов. Научно-технический журнал. 2020. № 6. С. 44–47. DOI: 10.32758/2071-5951-2020-0-6-44-47

21. Гришин Н.Н., Середа В.В. Энциклопедия химмотологии. М.: Перо, 2016. 959 с.

References

1. Kuznetsov, G.A. (2010). Unmanned aircraft with piston engines. Layouts and designs. Moscow: Sputnik+, 194 p. (in Russian)

2. Sinyatkin, D.A., Bozhkov, A.Y., Gorchakov, M.A. (2018). Creation of multifunctional unmanned aerial vehicles: ways to solve problematic issues. *Voennaya Mysl'*, no. 10, pp. 86–91. (in Russian)

3. Mikhailov, D.A. (2015). Development of UAV counteraction systems in Israel. *Zarubezhnoye voyennoye obozreniye*, no. 12, pp. 85–86. (in Russian)

4. Tyschenko, V.A., Ovchinnikov, K.A., Zhumljakova, M.A., Eremin, M.S., Galkina, O.V., Novikov, S.A., Khoroshev, Yu.N. (2014). Research in the field of oils development for two-stroke gasoline engines. *World of Petroleum Products. Scientific and Technical Journal*, no. 12, pp. 13–17. (in Russian)

5. Torkhov, G.I. (2009). Two-stroke engines of light and ultralight aircraft. Permian: Zvezda, 263 p. (in Russian)

6. Ivanov, A.V., Kriushin, S.A., Seleznev, M.V. (2019). Substantiation of oil requirements for two-stroke engines of unmanned aerial vehicles. *Scientific Investigations of the 25-th State Research Institute of Chemmotology, Ministry of Defence of Russian Federation*, no. 1, pp. 116–121. (in Russian)

7. Panov, V.V. (1995). Increase of efficiency of two-stroke gasoline internal combustion engines: D. of Tech. Sc. Thesis. Vladimir, 462 p. (in Russian)

8. Samusenko, V.D. (2017). Development of a methodology for the operational evaluation of anti-bullying properties of oils for two-stroke petrol engines: Cand. of Tech. Sc. Thesis. Moscow: NIU MGSU, 102 p. (in Russian)

9. Manshev, D.A., Ivanov, A.V., Kriushin, S.A., Chernysheva, A.V., Potup-

chik, S.G. (2020). Performance study of motor oil intended for small-sized reciprocating aviation engine. *Scientific Investigations of the 25-th State Research Institute of Chemmotology, Ministry of Defence of Russian Federation*, vol. 59, pp. 253–261. (in Russian)

10. Meshcherin, E.M., Ostrovskaya, M.E. (1989). Oils for two-stroke gasoline engines. Moscow: TSNIITeneftekhimi, 72 p. (in Russian)

11. Vorobieva, E.I. (2001). Research and development of environmentally improved oil for two-stroke petrol engines: Cand. of Tech. Sc. Thesis. Moscow: RGU nefti i gaza im. I.M. Gubkina, 91 p. (in Russian)

12. Chudinovskikh, A.L., Meschcherin, E.M., Bartko, R.V. (2014). Forecasting of oils tendency to deposits formation in two-stroke gasoline engines. *World of Petroleum Products. Scientific and Technical Journal*, no. 8, pp. 26–27. (in Russian)

13. Safonov, A.S., Ushakov, A.I., Grishin, V.V. (2007). Chemmotology of fuel and lubricating materials. St. Petersburg: NPIKTs, 488 p. (in Russian)

14. Beard, R.W., McLain, T.W. (2012). Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice. 2nd ed. Publisher: Princeton University Press, 320 p.

15. Gryadunov, K.I. (2021). Chemmotology of aviation fuel and lubricants: lecture texts. Moscow: ID Akademii Zhukovskogo, 184 p. (in Russian)

16. Isaenko, Y.K. (1972). Development of a method for evaluating and studying anti-seizure properties of oils with additives on a two-stroke carburetor engine: Cand. of Tech. Sc. Thesis. Moscow, 139 p. (in Russian)

17. Pimenov, Y.M. (1994). Planning an experiment in the tasks of chemmotology: Tutorial. St. Petersburg: VATT, 108 p. (in Russian)

18. Guhman, A.A. (1973). Introduction to the theory of similarity. 2nd ed. Moscow: Vysshaya shkola, 296 p. (in Russian)

19. Spirin, N.A., Lavrov, V.V., Zainullin, L.A., Bondin, A.R., Burykin, A.A. (2015). Methods of planning and processing the results of engineering experiment: Tutorial, in Spirin N.A. (Ed.). Yekaterinburg: UINs, 290 p. (in Russian)

20. Moikin, A.A., Medzhibovsky, A.S., Kriushin, S.A., Seleznev, M.V., Kirikov, E.N. (2020). Development of thickened semi-synthetic engine oil M-5z / 20 AERO for four-stroke gasoline engines aircraft piston of unmanned aerial vehicles (UAVs). *World of Petroleum Products. Scientific and Technical Journal*, no. 6, pp. 44–47. DOI: 10.32758/2071-5951-2020-0-6-44-47 (in Russian)

21. Grishin, N.N., Sereda, V.V. (2016). Encyclopedia of Chemmotology. Moscow: Pero, 959 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Криушин Сергей Александрович, старший научный сотрудник отдела смазочных масел ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии МО РФ», sergkriushin78@gmail.ru.

Селезнев Максим Витальевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, mr.selmaks@mail.ru.

Маньшев Дмитрий Альевич, доктор технических наук, доцент, начальник I Научно-исследовательского управления (химмотологии) ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии МО РФ», 25gosniihim@mail.ru.

Зайцева Анна Николаевна, старший научный сотрудник отдела смазочных масел ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии МО РФ», 25gosniihim@mail.ru..

Иванов Алексей Викторович, кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник отдела смазочных масел ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии МО РФ», 25gosniihim@mail.ru.

Information about the authors

Sergey A. Kriushin, Senior Researcher of the Lubricating Oils Department, FAO “25 State Research Institute of Chemmotology of the Ministry of Defense of the Russian Federation”, sergkriushin78@gmail.ru.

Maxim V. Seleznev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, mr.selmaks@mail.ru.

Dmitry A. Manshev, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, The Head of the I Scientific Research Division (Chemmotology), FAO “25 State Research Institute of Chemmotology of the Ministry of Defense of the Russian Federation”, 25gosniihim@mil.ru..

Anna N. Zaitseva, Senior Researcher of the Lubricating Oils Department, FAO “25 State Research Institute of Chemmotology of the Ministry of Defense of the Russian Federation”, 25gosniihim@mil.ru..

Alexey V. Ivanov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Senior Researcher of the Lubricating Oils Department, FAO “25 State Research Institute of Chemmotology of the Ministry of Defense of the Russian Federation”, 25gosniihim@mil.ru..

Поступила в редакцию
Принята в печать

02.11.2022
23.03.2023

Received
Accepted for publication

02.11.2022
23.03.2023

УДК 629.735
DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-29-36

Об автоматизации процедур оценки параметров работы турбореактивных двухконтурных двигателей

Б.А. Чичков¹

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

Аннотация: В практике эксплуатации воздушных судов применяется оценка параметров работы с различным использованием номограмм. Указанный подход широко распространен и в эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей в составе силовых установок воздушных судов. При этом, например, требуется оценка параметров работы двигателей на земле в зависимости от условий окружающей среды перед проведением запуска и апробации. Сокращение трудоемкости технического обслуживания силовых установок воздушных судов может быть достигнуто автоматизацией указанных процедур, целью которой является формирование всего необходимого перечня значений оцениваемых параметров при задании располагаемых условий окружающей среды с учетом требуемых ограничений. Для сохранения наглядности и «привычных» представлений выполняемых оценок желательно не ограничиться только документированием количественных оценок параметров, но и сопровождать их графическими представлениями. Статья не ставит целью описание полного алгоритма оценки параметров работы двигателей, но показывает возможность решения задачи автоматизации процедур оценки параметров работы двигателей на земле как задачи поиска решения в условиях ограничений, описываемых с использованием аппарата аппроксимаций и кусочных аппроксимаций по методу наименьших квадратов и корреляционного критерия значимости. Приведены примеры количественных оценок для одного из массовых отечественных двигателей, и описываемый подход применим к широкому перечню двигателей благодаря общности алгоритмов оценки параметров с использованием номограмм. Программное обеспечение, основанное на процессоре табличного вычисления из состава пакета LibreOffice, бесплатного ПО, лицензируемого по лицензии Apache, является кроссплатформенным.

Ключевые слова: авиационный двигатель, турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), запуск и опробование ТРДД, условия окружающей среды, контролируемые параметры, автоматизация, аппроксимация.

Для цитирования: Чичков Б.А. Об автоматизации процедур оценки параметров работы турбореактивных двухконтурных двигателей // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 29–36. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-29-36

About the automation of procedures to assess the operation parameters of by-pass turbojet engines (BTJE)

B.A. Chichkov¹

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

Abstract: During aircraft operation, the assessment of operation parameters with the different use of nomograms is completed. This approach is prevalent in the operation of aviation gas-turbine engines as part of aircraft power plants. In this case, for example, the assessment of engine operation parameters on the ground, depending on environmental conditions prior to start-up and run-up, is required. Reducing working hours of the aircraft power plants maintenance can be provided by the automation of the denoted procedures which purpose is the formation of the applicable list of values for assessed parameters while assigning available environmental conditions considering the required restrictions. To allow for the visualization and familiar conceptions of carried out assessments, it is advisable not to be limited to only documenting quantitative parameter estimations but also to provide them with graphical representations. The purpose of the article is not aimed at describing a complete algorithm of the engine operation parameters assessment but demonstrating a solution capability for the automation of the procedures for the engine operation parameters assessment on the ground as the task of search for a solution in the restricted conditions using the approximation

apparatus and piecewise approximations by the method of the smallest squares and the correlation criterion of significance. The examples of quantitative estimations for one of mass domestic engines are given. The described approach is applicable to a broad list of engines due to the common character of algorithms for the parameter assessment using nomograms. Software based on the tabular calculation processor from the LibreOffice package, Apache-licensed free software, is cross-platform.

Key words: aviation engine, by-pass turbojet engine (BTJE), BTJE start-up and run-up, environmental conditions, monitored parameters, automation, approximation.

For citation: Chichkov, B.A. (2023). About the automation of procedures to assess the operation parameters of by-pass turbojet engines (BTJE). Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 29–36. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-29-36

Введение

В эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) в составе силовых установок воздушных судов решаются задачи по оценке параметров их работы в зависимости от условий окружающей среды.

К типичным работам, требующим таких оценок, относятся работы по запуску и опробованию двигателей¹ [1–3]. При этом перед их проведением необходимо оценить как ожидаемые для располагаемых атмосферных (внешних) условий параметры системы запуска (давление воздуха на входе в воздушный стартер) и термогазодинамические параметры (частота вращения роторов низкого и высокого давления, максимально допустимая температура газов за турбиной, обороты ротора высокого давления, при которых происходит открытие и закрытие клапанов перепуска воздуха, начало страгивания лопаток регулируемого входного направляющего аппарата из пускового положения в рабочее, время приемистости, параметр тяги и т. п. в зависимости от типа двигателя).

Для рассматриваемых оценок используются графические представления в виде номограмм, позволяющих оценить указанные выше параметры в зависимости от температуры и давления окружающей среды, или таблицы.

Представляется целесообразной автоматизация рассматриваемых процедур, целью которой является формирование всего необходимого перечня значений оцениваемых параметров при задании располагаемых условий

окружающей среды с учетом требуемых ограничений.

Аналитическое описание расчетной части процедур

Для решения поставленной задачи в части описания зон изменения параметров используется аппроксимация линий, описывающих границы полей искомых значений и линий, описывающих ограничения, например системы автоматического управления. Дальнейшее математическое описание строится на получении значения шага между границами и добавления произведения шага на значение параметра окружающей среды. В случаях необходимости получения только значений ограничений параметров используются или аппроксимации линии ограничения, или кусочные аппроксимации при невозможности описать линии ограничений одной зависимостью.

Используются аппроксимации по методу наименьших квадратов [4–13].

Для контроля получаемых значений и сохранения наглядности на диаграммы целесообразно выводить маркеры.

Покажем пример фрагментов алгоритма получения указанных аналитических описаний на примере ряда зависимостей – рис. 1–8. Уравнения получаемых зависимостей и результаты оценки по корреляционному критерию значимости R^2 [4–7] приведены на графиках и в текст не выносятся. (Результаты оценок по критерию значимости во всех примерах – зависимости, описывающие границы, – значимы.)

¹ Руководство по технической эксплуатации двигателя Д-30КП. Изд-во разработчика, 1989. 982 с.

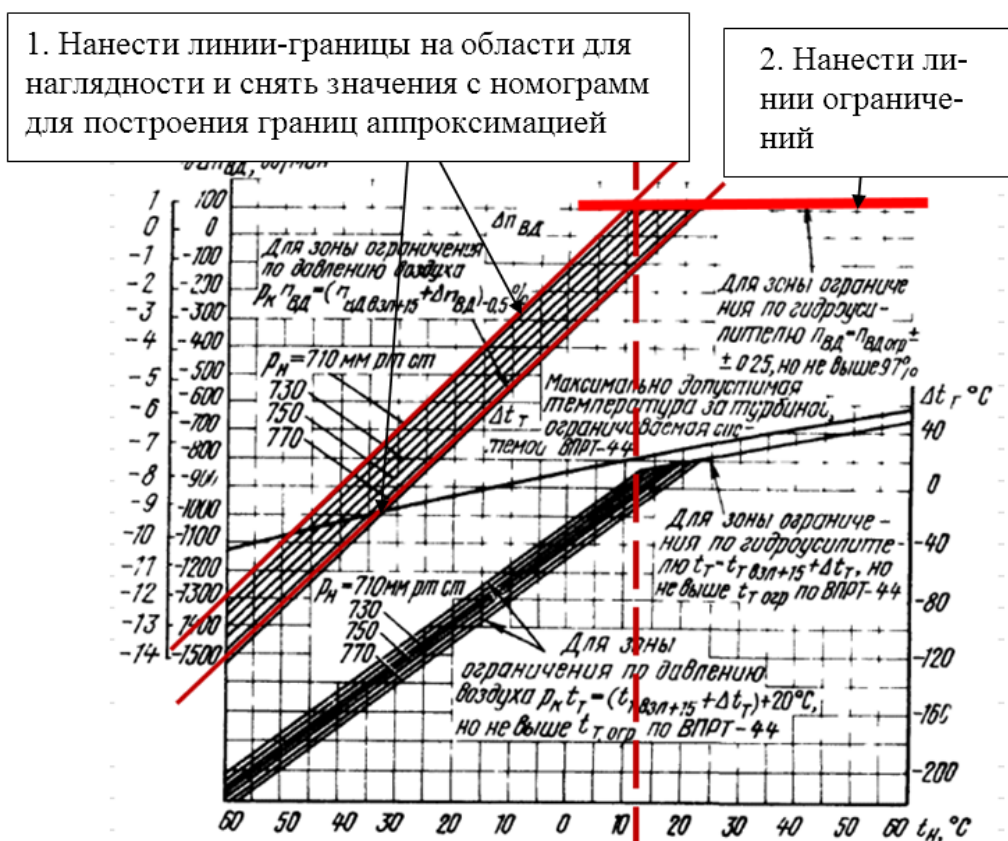


Рис. 1. К получению зависимости изменения максимально допустимой температуры газов за турбиной (t_r) и частоты вращения ротора высокого давления (ВД) (пвд) от атмосферных условий (t_H , P_H) при работе на земле на взлетном режиме [1]

Fig. 1. To obtaining the dependence of the gas temperature capability change behind the turbine (t_r) and high pressure (HP) rotor (пвд) rotation frequency on atmospheric conditions (t_H , P_H) during the ground operation at a take-off mode [1]



Рис. 2. Получение аналитического описания зависимости изменения частоты вращения ротора ВД от атмосферных условий (давления P_H и температуры T_H) при работе двигателя на земле на взлетном режиме

Fig. 2. Obtaining the analytical description of the dependence of HP rotor rotation frequency change on atmospheric conditions (pressure P_H and temperature T_H) during the ground engine operation at a take-off mode

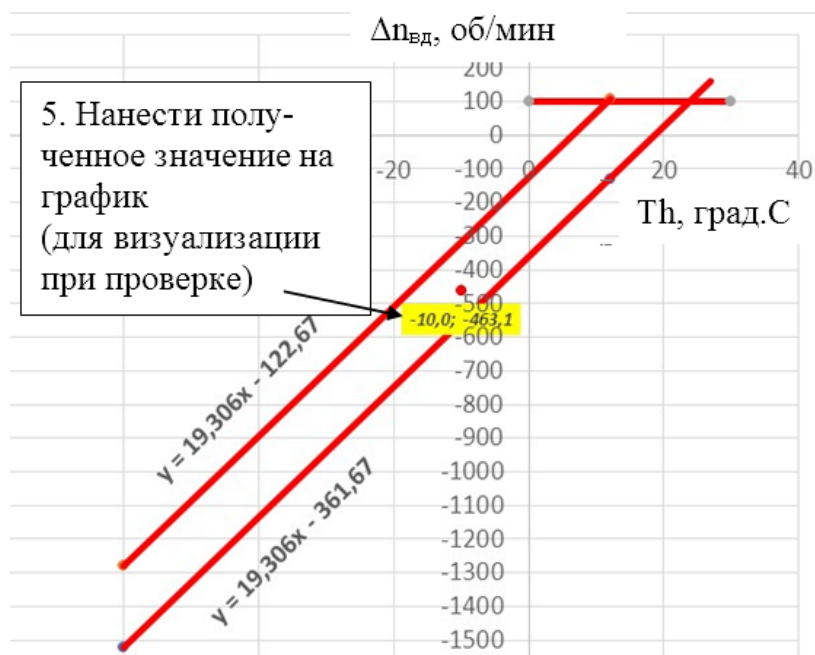


Рис. 3. Пример аналитического описания зависимости изменения частоты вращения ротора ВД от атмосферных условий при работе на земле на взлетном режиме

Fig. 3. Example of the analytical dependence description of HP rotor rotation frequency change on atmospheric conditions during the ground operation at a take-off mode

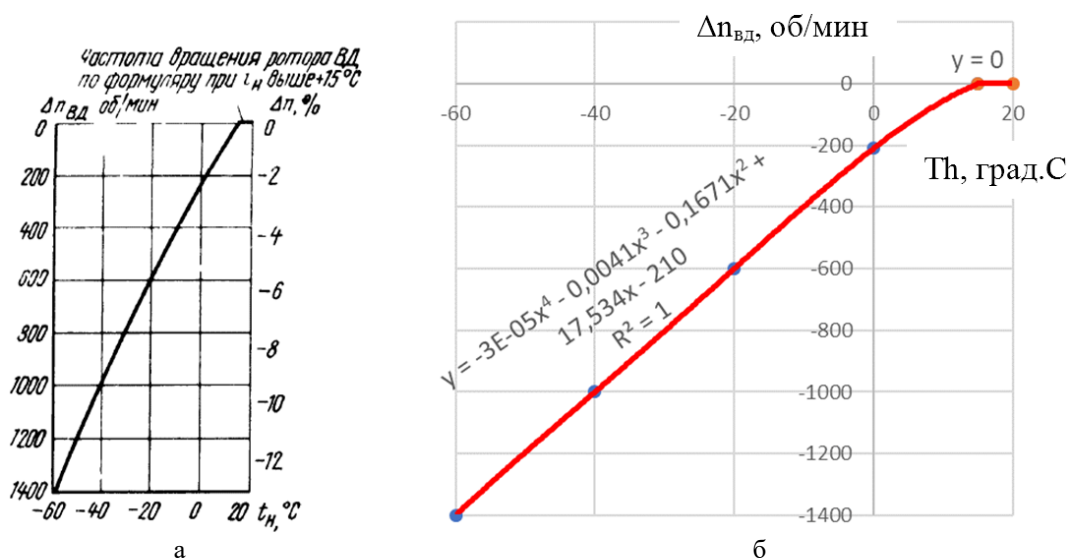


Рис. 4. Оценка поправки (а) на частоту вращения ротора ВД при работе двигателя на земле на номинальном режиме и крейсерских режимах при температуре наружного воздуха ниже $+15^\circ\text{C}$ [1] и ее аналитическое описание (б)

Fig. 4. Assessment of the correction (a) for the frequency of HP rotor rotation during the ground engine operation at nominal and cruise modes at an open-air temperature of lower $+15^\circ\text{C}$ [1] and its analytical description (б)

Дополнительно к номинальным расчетным значениям определяются допустимые граничные значения, например для оценок частоты вращения ротора ВД в процентах по

указателю ИТЭ в кабине при работе двигателя на земле на режиме малого газа в зависимости от атмосферных условий и граничные аппроксимации кривых (рис. 5).

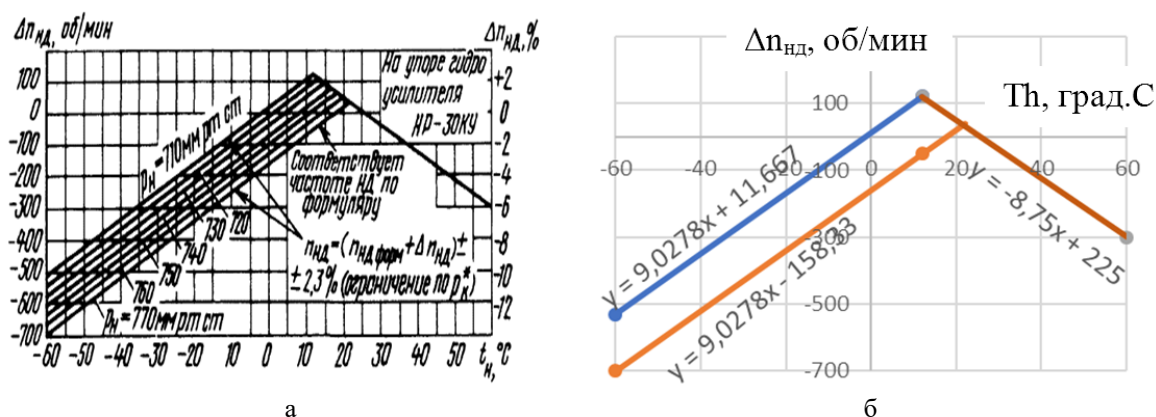


Рис. 5. Зависимость (а) изменения приращения частоты вращения ротора НД ($n_{нд}$) на взлетном режиме от атмосферных условий при работе на земле [1] и линейные аппроксимации границ (б)
Fig. 5. Dependence (a) of the increment change of LP rotor rotation frequency ($n_{нд}$) at a take-off mode on atmospheric conditions during the ground operation [1] and linear approximations of boundaries (б)

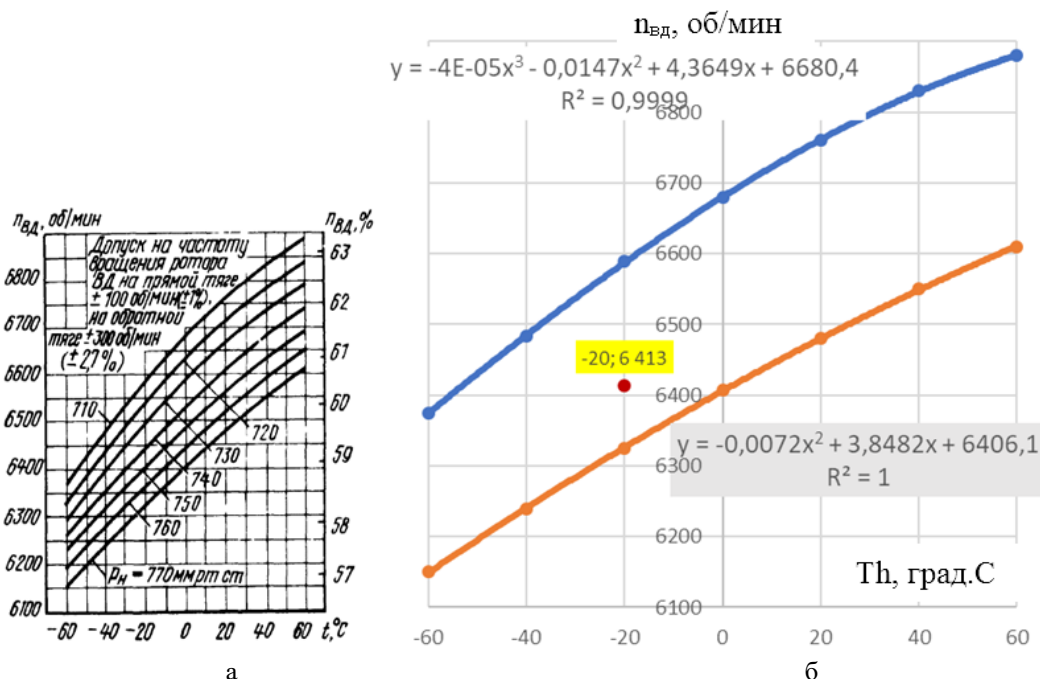


Рис. 6. Зависимость (а) изменения частоты вращения ротора ВД при работе двигателя на земле на режиме малого газа от атмосферных условий [1] и граничные аппроксимации кривых (б)
Fig. 6. Dependence (a) of the HP rotor rotation frequency change during the ground engine operation at idle on atmospheric conditions [1] and boundary approximations of curves (б)

При практическом использовании выражения для расчета аппроксимирующих кривых не столь важны, как нанесение на диаграмму фактического значения оцениваемого параметра и допустимого диапазона его изменения (рис. 7) и могут не представляться пользователю.

Алгоритмы и аналитические зависимости для оценки параметров работы ТРДД типа

Д30КП на земле в зависимости от условий окружающей среды реализуемы средствами электронных таблиц, например пакета Libre-Office, бесплатного ПО, лицензируемого по лицензии Apache².

² Лицензия Apache [Электронный ресурс] // Wikipedia. https://ru.wikipedia.org/w/index.php?title=Лицензия_Apache&oldid=109714083 (дата обращения: 12.06.2021).

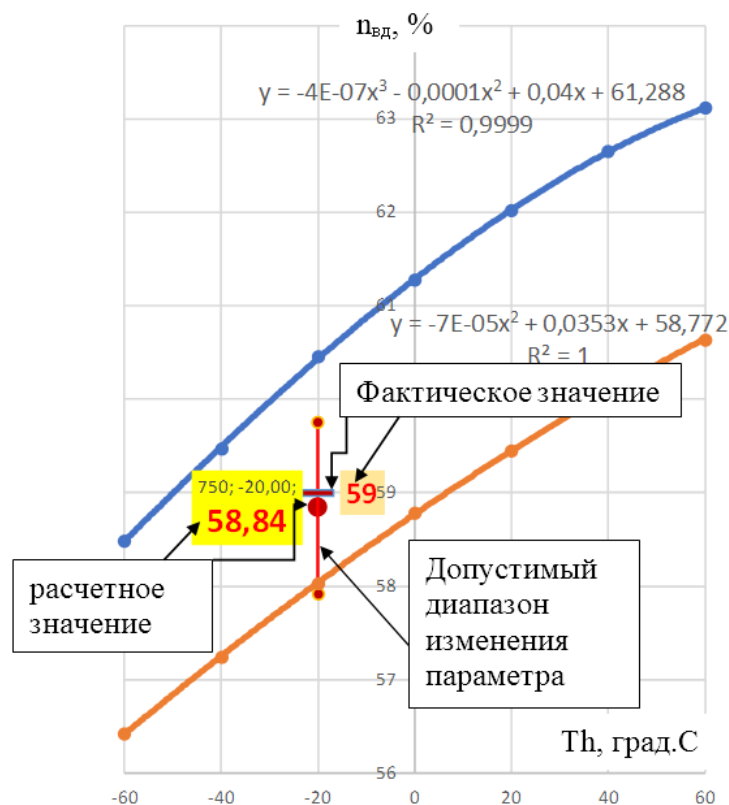


Рис. 7. Зависимость изменения частоты вращения ротора ВД в процентах по указателю ИТЭ в кабине при работе двигателя на земле на режиме малого газа от атмосферных условий, номинальное расчетное значение, граничные значения изменения параметра для заданных внешних условий и фактическое значение параметра, граничные аппроксимации кривых

Fig. 7. Dependence of the HP rotor rotation frequency change in percent according to TI data in a cockpit during the ground engine operation at idle on atmospheric conditions, the nominal calculated value, the boundary values of the parameter change for the assigned ambient conditions and the actual parameter value, boundary approximations of curves

Помимо описанного графического представления обеспечивается и вывод количественных оценок параметров (рис. 8).

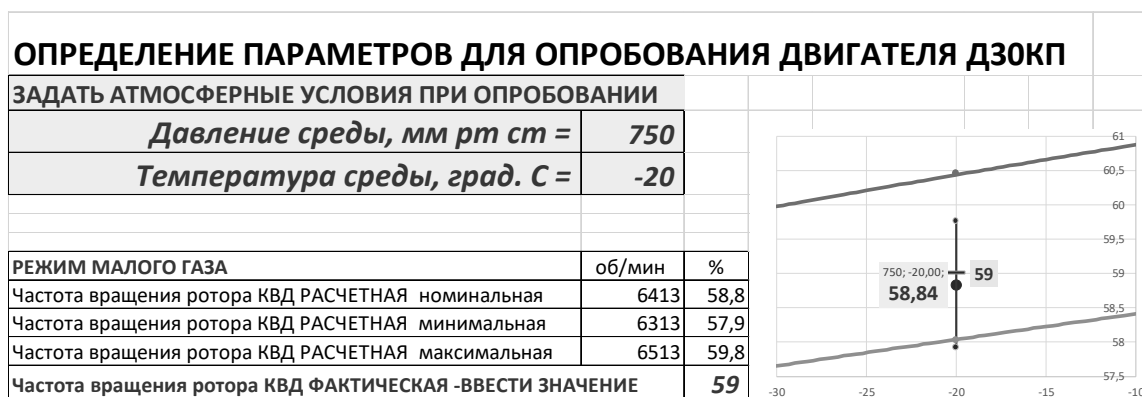


Рис. 8. Фрагмент задания исходных данных и оценок частоты вращения ротора КВД в зависимости от условий эксплуатации

Fig. 8. Fragment of the basic data assignment and assessments of HPC rotor rotation frequency depending on operation conditions

Заключение

Изложен порядок автоматизации оценок характеристик ТРДД при проведении запуска и опробовании двигателя в зависимости от условий эксплуатации.

Получены примеры аналитических описаний зависимостей параметров двигателей, оцениваемых при проверке работы типа ТРДД на земле.

Программное обеспечение реализуемо средствами табличного процессора, например, Calc из состава пакета LibreOffice, бесплатного ПО, лицензируемого по лицензии Apache. Использование электронных таблиц позволяет выполнять рассматриваемые оценки на устройствах с различными операционными системами – Windows, Linux, Android.

Список литературы

1. Лозицкий Л.П., Авдошко М.Д. и др. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП. М.: Машиностроение, 1988. 228 с.
2. Иноземцев А.А. Авиационный двигатель ПС-90А / А.А. Иноземцев, Е.А. Коняев, В.В. Медведев, А.В. Нерадько, А.Е. Ряссов. М.: Физматлит, 2007. 320 с.
3. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 288 с.
4. Химмельблау Д. Анализ процессов статистическими методами / Пер. с англ. В.Д. Скаржинского, под ред. В.Г. Горского. М.: Мир, 1973. 957 с.
5. Ефимова М.Р., Рябцев В.М. Общая теория статистики: учебник. М.: Финансы и статистика, 2009. 288 с.
6. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. 13-е изд., испр. М.: Наука, 1986. 544 с.
7. Вапник В.Н. Восстановление зависимостей по эмпирическим данным: монография. М.: Наука, 1979. 448 с.

8. Демидович Б.П., Марон И.А., Шувалова Э.З. Численные методы анализа. Приближение функций, дифференциальные уравнения. М.: Наука, 1962. 368 с.

9. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. В 2 кн. Кн.1. М.: Финансы и статистика, 1986. 366 с.

10. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. В 2 кн. Кн. 2. М.: Финансы и статистика, 1987. 351 с.

11. Ивахненко А.Г., Юрачковский Ю.П. Моделирование сложных систем по экспериментальным данным: монография. М.: Радио и связь, 1987. 120 с.

12. Теория прогнозирования и принятия решений / Под ред. С.А. Саркисяна. М.: Высшая школа, 1977. 351 с.

13. Котюков В.И. Многофакторные кусочно-линейные модели. М.: Финансы и статистика, 1984. 216 с.

References

1. Lozitsky, L.P., Avdoshko, M.D. et al. (1988). Aircraft D-30KU and D-30KP bypass engines. Moscow: Mashinostroyeniye, 228 p. (in Russian)
2. Inozemtsev, A.A., Konyaev, E.A., Medvedev, V.V., Neradko, A.V., Ryasov, A.E. (2007). PS-90A aircraft engine. Moscow: Fizmatlit, 320 p. (in Russian)
3. Litvinov, Yu.A., Borovik, V.O. (1979). Characteristics and operational properties of aircraft turbojet engines. Moscow: Mashinostroyeniye, 288 p. (in Russian)
4. Himmelblay, D.M. (1970). Process analysis by statistical methods. Publisher: John Wiley & Sons Inc, 463 p.
5. Efimova, M.R., Ryabtsev, V.M. (2009). General theory of statistics. Moscow: Finansy i statistika, 288 p. (in Russian)
6. Bronstein, I.N., Semendyaev, K.A. (1986). Handbook of mathematics for engineers and students of higher educational institutions. 13th ed., ispr. Moscow: Nauka, 544 p. (in Russian)
7. Vapnik, V.N. (1979). Restoration of dependences according to empirical data: monograph. Moscow: Nauka, 448 p. (in Russian)

8. Demidovich, B.P., Maron, I.A., Shuvalova, E.Z. (1962). Numerical methods of the analysis. Approximation of functions, differential equations. Moscow: Nauka, 368 p. (in Russian)

9. Draper, N., Smith, H. (1981). Applied regression analysis. 2nd ed. New York: Wiley, 709 p.

10. Draper, N., Smith, H. (1981). Applied regression analysis. 2nd ed. New York: Wiley, 709 p.

11. Ivakhnenko, A.G., Yurachkovsky, Yu.P. (1987). Modeling complex systems based on experimental data: monograph. Moscow: Radio i svyaz, 120 p. (in Russian)

12. Sarkisyan, S.A. (Ed.). (1977). Theory of forecasting and decision-making. Moscow: Vysshaya shkola, 351 p. (in Russian)

13. Kotyukov, V.I. (1984). Multiple-factor piecewise and linear models. Moscow: Finansy i statistika, 216 p. (in Russian)

Сведения об авторе

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

Information about the author

Boris A. Chichkov, Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aircraft Engines Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, b.chichkov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 24.09.2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 24.09.2022
Accepted for publication 23.03.2023

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 629.7.025

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48

Optimization of the fin structure from polymer composite materials using bioinspired structural layouts

S.V. Baranovski¹, Zay Yar Lin¹

¹ *Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Moscow, Russia*

Abstract: To comply with efficiency in terms of strength, stability and weight of the aircraft, a complex problem for designing a structural layout should be solved. At the same time, it is essential to take into consideration optimization of the shape, quantity, component layout. Now, the main variant of a structural layout is a combination of longitudinal and transverse elements, optimization of which has virtually exhausted itself. The use of polymer composite materials based on glass and carbon fibers, possessing high specific performance compared to metals, makes it possible to improve the performance of a product and additionally optimize a frame structure due to anisotropy of material properties. However, fundamentally innovative structural layouts are needed for further improving properties. It has become practical to create new promising structural layouts due to the development of technologies for manufacturing products from composite materials, including additive manufacturing and 3D printing as well as developing methods of mathematical modeling and computer-assisted design. Bioinspired structures based on natural analogues such as insect wings are attributed to them. The paper is devoted to a highly topical problem of searching and selecting innovative structural layouts. The purpose of the article is to reduce aircraft fin mass while providing structural strength. The paper considers five variants of structural layouts inclusive of the conventional original structure. Aerodynamic loads on the structure were determined by modeling the flow-around process at an assigned flight mode. Stress-and-strain behavior of the structural layout was determined, and the optimal variant of the considered was chosen. The advantage of polymer composite bioinspired structures over conventional metal variants was established. The paper results will be taken into consideration and used in the subsequent optimization of structural layouts and the development of methods for choosing structural layouts.

Key words: fin, structural layout, spar, rib, bioinspired structure, carbon fiber.

For citation: Baranovski, S.V., Lin, Zay Yar (2023). Optimization of the fin structure from polymer composite materials using bioinspired structural layouts. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 37–48. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48

Оптимизация конструкции кия из полимерных композиционных материалов за счет применения биоподобных конструктивно-силовых схем

С.В. Барановски¹, Зай Я Лин¹

¹ *Московский государственный технический
университет имени Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия*

Аннотация: Для удовлетворения потребности в эффективности по прочности, устойчивости, массе летательного аппарата необходимо решить комплексную сложную задачу проектирования силового каркаса. При этом необходимо

принимать во внимание оптимизацию формы, количество, места расположения элементов. В настоящий момент основным вариантом конструктивно-силовой схемы является набор продольных из поперечных элементов, оптимизация которых уже практически исчерпала себя. Применение полимерных композиционных материалов на основе стеклянных и углеродных волокон, обладающих высокими удельными характеристиками по сравнению с металлами, позволяет повысить характеристики изделия и дополнительно оптимизировать структуру каркаса за счет анизотропии свойств материала. Однако для дальнейшего улучшения свойств необходимы принципиально новые силовые схемы. Благодаря развитию технологий изготовления изделий из композиционных материалов, в том числе аддитивному производству и трехмерной печати, а также развивающимся методам математического моделирования и автоматизированного проектирования и стало возможным создание новых перспективных силовых схем. К ним относятся биоподобные конструкции, основанные на природных аналогах, таких как крылья насекомых. Работа посвящена актуальной задаче поиска и выбора новых конструктивно-силовых схем. Целью работы является снижение массы киль самолета при обеспечении прочности конструкции. В работе рассмотрено пять вариантов конструктивно-силовых схем, включая классическую исходную конструкцию. Аэродинамические нагрузки на конструкцию определены с помощью моделирования процесса обтекания на заданном режиме полета. Определено напряженно-деформированное состояние силовой конструкции и выбран оптимальный из рассмотренных вариант. Установлено преимущество биоподобных конструкций из полимерных композиционных материалов над металлическими классическими вариантами. Результаты работы будут учтены и использованы в дальнейшей оптимизации силовых схем и разработке методик выбора силовых конструкций.

Ключевые слова: киль, конструктивно-силовая схема, лонжерон, нервюра, биоподобная конструкция, углепластик.

Для цитирования: Барановски С.В., Лин Зай Я. Оптимизация конструкции киль из полимерных композиционных материалов за счет применения биоподобных конструктивно-силовых схем // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 37–48. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-37-48

Introduction

The design of the aircraft structural layout has always been a challenge taking into consideration a variety of different factors and aspects of a domain of science [1]. Strength, stability, aerodynamics, temperature effect is merely a part of a design envelope [2]. It is frequently necessary to consider simultaneous optimization of variable parameters, describing an external shape, an internal structure as well as special aspects of materials and internal mechanisms [3]. The task becomes complicated when polymer composite materials (PCM) are used [4, 5], which allows for specific performance of a component and the whole structure to be enhanced. Concurrently, it is feasible to gain a maximum effect from applying PCM when patterns of reinforcement, considering anisotropy of material properties and adaptation to acting loads, are chosen properly [6].

Now, the issues of upgrading aircraft performance are addressed in a greater degree by optimizing aerodynamics and an exterior. Improving the framework properties is conducted in the context of conventional structural layouts (SL) with rectilinear structural elements – selection of their number, position, shape, and material [7],

using the methods of parametric optimization [8]. However, the present progress in the methods of manufacture, especially using PCM [9], and the arrival of innovative technologies such as additive manufacture [10], on the whole, and 3D printing, in particular [11], allowed researchers to consider and design more cutting-edge configurations of aircraft units [12]. For example, composite panels of the aircraft airframe maintained not using the conventional stringer set but the anisogrid or net structure formed by the system of intercrossing transversal and diagonal ribs, which in the aggregate with PCM allows us to significantly increase weight efficiency of the structure [13]. Moreover, developing methods of design and mathematical modeling such as the topological optimization [14], making it possible to take advantage of mass without reducing strength properties [15], also enable us to design impractical – before structures. Bioinspired SL [16], based on natural analogues, i. e., the installation direction, shape, number, similar orientation of structural elements in space as with bioinspired objects-analogues, for example, insect wings [17], are referred to such structures.

Conducted studies and computations by means of the hybrid optimization based on the particle swarm method and the gradient method to choose a shape and element layout, demon-

strate the essential positive effect of curvature on the general structure performance [18]. Curved elements show the best properties compared to the rectilinear ones in terms of achieving greater structural efficiency of the wing under the impact of operating loads at various flight modes [19]. SL with curved bioinspired sparrings, making it possible to reduce structure mass including aeroelastic constraints [20], are developed. Optimization of such elements engages an array of parameters, and the direction of these elements can be modeled on the plane using the third-order curves with constraints of the reference, passing and finite points with the subsequent generation of the finite-element unit model by means of algorithms which do not depend on nodal coordinates and the element distribution sequence and can be used for a wide specter of objects such as wings, vertical and horizontal stabilizers [21]. In the combination with curved installations, which allow us to implement a comprehensive specter of PMC performance and consider their anisotropy of properties, bioinspired elements are the most preferable in terms of mass when providing strength, stability and aeroelasticity [22]. For this purpose, various methods of computation and determination of these structures are developed [23].

Thus, it is relevant to ascertain that the utilization of revolutionary SL to comply with the increasing requirements for PCM structures is a crucial task.

Source data

The paper deals with the fin SL of the following parameters:

- Height – 5.2 m;
- Length of the root cross section – 4 m;
- Length of the tip section – 1.7 m;
- Sweep angle – 40^0 ;
- Surface area – 14.8^2 ;
- Aerodynamic airfoil – symmetrical.

For the given fin parameters, a theoretical surface was developed, which was used to model air-flow conditions and compute stress-and-strain behavior.

The different loading scenarios in conformity with the flight-landing airworthiness regulations¹ as well as cases occurring during aircraft ground operation were considered.

The fin structure computation was carried out under the impact of forces resulting from:

- own distributed weight of framework elements;
- aerodynamic pressure as a result of ram air effect;
- concentrated weight of the rudder control elements (of three actuators by mass 4 kg considering hydraulic liquid in the system including the pipelines);
- response to the rudder and actuator actions while maneuvering.

The article presents the results for the aircraft maneuvers at an air speed of 218 km per hour for an arc turn of 180 m, at an altitude of 6 km.

The aerodynamic load computation was completed in the software package Ansys, in the module CFX. The medium was modeled with the parallelepipedon of the dimensions $46 \times 15 \times 15$ m (L×W×H). The symmetric property problem was taken into consideration: half a fin (and respectively airflow media), split along the plane of symmetry with overlapping the respective boundary conditions, was considered. Only the right fin half was modeled. The input and output parameters of mid-air², appropriate to the altitude, air speed, and maneuver direction, were overlapped on the parallelepipedon boundaries. The condition of the flow slipping (velocity equals zero) lack was established on the surface of flow body, the condition of free flow was established regarding the rest of surfaces. The k-ε turbulence model was used. The irregular grid of finite volumes from tetrahedrons with digitalization at the fin surface and the introduction of prismatic cells boundary layers was built (fig. 1). The total amount of elements came to approximately 1.5 mil. The computations were completed in the stationary mode providing solution accuracy 10^{-4} . The computations were completed using the Bauman Moscow State Technical University high-performance computer machinery.

The paper considers three structural materials: anisotropic glass fiber and carbon fiber

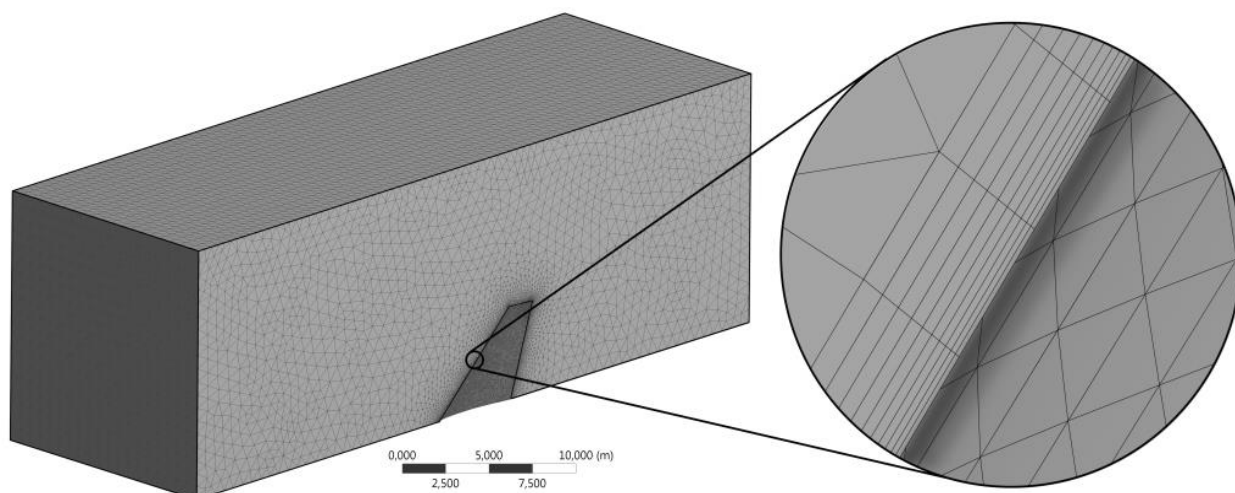


Fig. 1. View of the computational finite-volume mesh

Table 1
Physical and mechanical performance of the used materials

Parameter		Glass fiber	Carbon fiber	Aluminum
Density, kg/m ³		2000	1550	2700
Elasticity modulus, GPa	Along the fiber	37.2	50.6	70
	Across the fiber	26.0	35,4	
Shear elasticity, GPa		21.7	29.7	27
Tensile strength, MPa	Along the fiber	352.6	483	390
	Across the fiber	49.0	67.0	
Compressive strength, MPa	Along the fiber	202	297	390
	Across the fiber	78	107	
Shear strength, MPa		191	262	233

composites as basic materials, isotropic aluminum alloy was considered for the comparison of conventional aviation PCM metals. The material performance is provided in Table 1.

Structural layouts under consideration

The conventional layout with 2 spars and 12 ribs, arranged perpendicularly to the forward spar, is the first SL type which is considered in the article (fig. 2). The forward spar width is 3 mm, the rear one is 4 mm. The rib width is 2 mm, the skin one is 3 mm. The paper specifies structural elements of invariable width along the entire fin span. The given tolerance simplifies and accelerates computation, increases the margin of safety,

and it will be additionally optimized while working with the chosen SL. Furthermore, for all the layouts, the SL elevator remained the same – conventional with 12 ribs of 1.5 mm wide and 1 spar up to 2.5 mm wide. The elevator skin width was 1.5 mm. Variant 1 of the conventional SL is adopted as the original structural layout of the fin which will be compared to bioinspired analogues.

The second and basic SL type, which is considered in this article, is a bioinspired layout. The element layout was selected based on insect wings [24] and load-strain distribution in the structure determined as a result of preliminary computations.

Variant 2 (fig. 3) was developed based on the Odonata wings. Curved elements are arranged all over the fin area with different-size structural

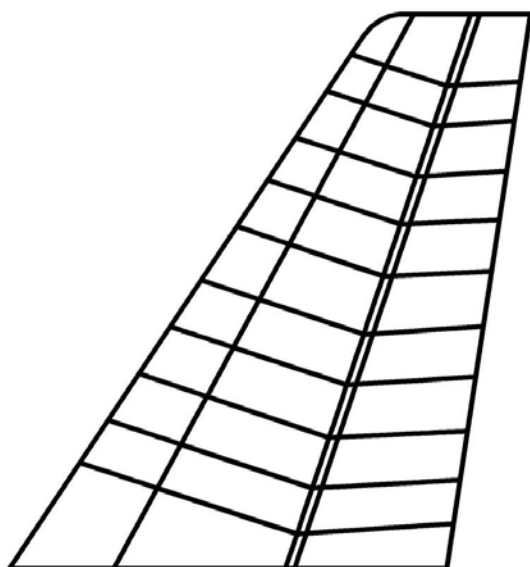


Fig. 2. Conventional fin SL, Variant 1

cells. The elements are curved as in the direction of a flight path as vice versa. The basic structural elements stretch along the entire length of the fin and have the width of 3 mm. They can be a spar analogue. The elements of smaller length as well as bent by the empennage (conditional rib analogue) have the width ranging from 2 to 3 mm depending on the size and reinforced area. Additionally, thin joining webs of 1 mm wide peculiar to dragonfly wings were introduced into the

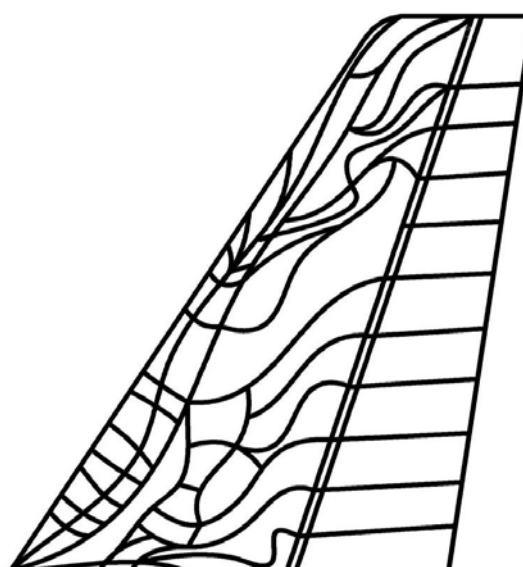


Fig. 3. Bioinspired fin SL based on the Odonata wing, Variant 2

structures. It is worth noting that the conditional division into spars and ribs or longitudinal and transverse elements for bioinspired structures is used only to simplify the description, as curved elements execute their functions simultaneously in the structure.

Variant 3 (fig. 4) was developed based on the Hymenoptera wings, specifically, of *Apis* (Anthophila). The given layout is distinguished with a smaller number of transverse elements, the width of which varies from 2 mm up to 2.5 mm, and longitudinal elements with the length along the entire fin are more. At the same time, their width is 2 mm and 3 mm. Structural cell sizes in the structure are bigger. As in the previous bioinspired variant, the structural elements of the fin are superposed with the rudder elements for possible hinging of the latter.

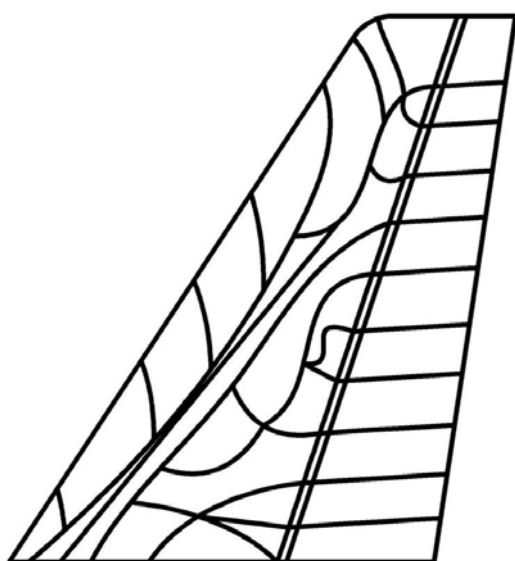


Fig. 4. Bioinspired fin SL based on the Hymenoptera wings, Variant 3

Variant 4 (fig. 5) was developed based on the wings of Coleoptera, and *Melolonthina* in particular. Taking into consideration a big radius of curvature, the elements were modeled rectilinear. The structural elements are equally arranged all over the entire area. The main mounting direction is diagonals from the lower forward-root section towards the upper rear-tip one. The element width, depending on the size and length, varies from 1 mm to 3 mm including thin joining webs.

Variant 5 (fig. 6) was developed based on honeycomb not as 3-layer structures which have

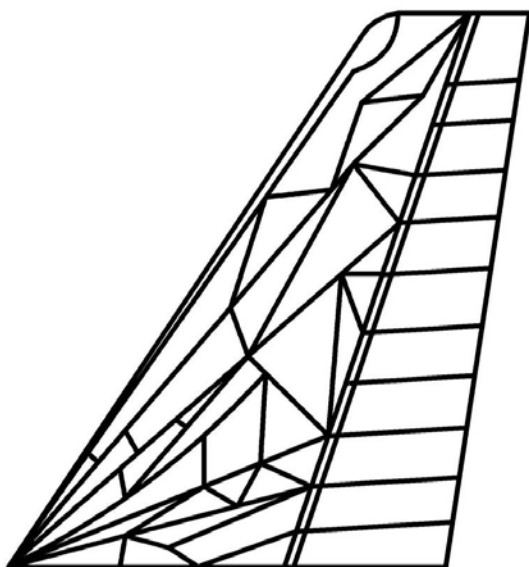


Fig. 5. Bioinspired fin SL based on the Coleoptera wings, Variant 4

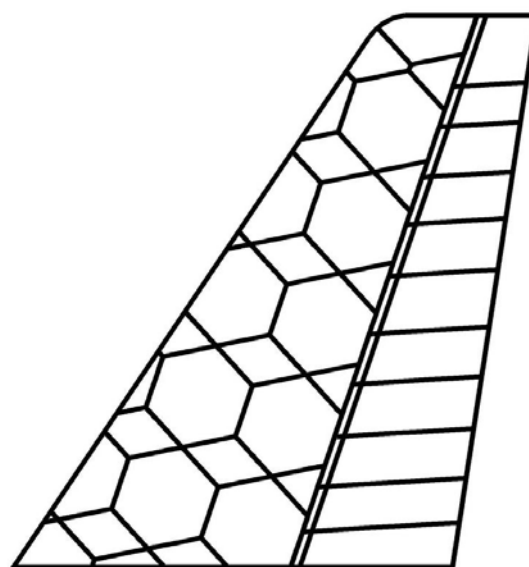


Fig. 6. Bioinspired fin SL based on honeycomb, Variant 5

been successfully utilized for a long time in aviation but scaled on the whole unit. Cells have the elongated shape in the direction of aircraft motion. In the diagram, the structure looks as if 2 juxtaposed on each other honeycomb rows with cell half-pitch offset. The element width is 2.5 mm. Long-size elements, passing throughout the entire fin, are not available in the structure. In terms of the periodicity of the layout, for this variant, the structural fin and rudder elements were not juxtaposed which reduces the potential structure advantages due to the required layout adaptation or the transitional elements addition.

Computation results and discussion of obtained data

Stress-and-strain behavior under load was determined for 5 variants of structural layouts. Hence, mass, yielding, stress was compared and analyzed in the structure. The computation results were presented in Table 2.

In all the structures under consideration, the ultimate stress limit is not exceeded. Safety margins – minimal 1.03 (variant 1.5), maximal 1.12 (variant 1.2) for aluminum variants (index 1) are given. Aluminum variants do not require additional optimization, and vice versa, variants with a low coefficient of safety margin can be addi-

tionally reinforced. The similar pattern is observed for glass fiber: a coefficient of safety margin is close to a unit for variant 2.5, a maximum one is 1.23 for variant 2.3. In case of carbon fiber, a minimum coefficient of safety margin is 1.18 (variant 3.5), a maximum one is 1.98 (variant 3.3). In response to its performance, carbon fiber can withstand significant load. The difference in aluminum SL variants with a maximum coefficient of safety margin from glass fiber and carbon fiber is caused by anisotropy of properties of the latter, making it possible to enhance the performance capabilities of the layout. Alternatively, the SL performance can be additionally improved using anisotropy and reinforcement layouts which will be implemented in subsequent papers. The honeycomb-based SL possesses a minimum coefficient of safety margin. Moreover, the honeycomb layout demonstrated the worst results from the bioinspired, but in terms of deformation and mass, it surpasses the initial one. It is specified by the lack of single-piece structural elements arranged along the entire length of the fin. In these conditions, the structure mass is minimal for every type of material. The given layout was considered for an analysis of a possible application of similar layouts. Transition from the wing to the fuselage can be one of the possible locations of application for a flying wing layout which requires ad-

Table 2

Computation results

№ Variant	Mass, kg	Deformation, mm	Maximal stress, MPa	Material
1.1	312.2	12.1	350.4	Aluminum
1.2	295.7	11.7	347.1	
1.3	284.2	13.7	350.2	
1.4	292.9	14.0	356.4	
1.5	279.6	17.4	376.5	
2.1	231.3	11.1	314.4	Glass fiber
2.2	213.8	10.4	309.0	
2.3	205.4	13.3	285.5	
2.4	211.1	14.2	329.0	
2.5	201.0	26.6	341.4	
3.1	183.2	8.7	349.0	Carbon fiber
3.2	165.5	8.3	363.0	
3.3	159.4	10.5	243.5	
3.4	163.6	11.0	381.4	
3.5	156.8	21.2	409.3	

ditional research. This layout requires additional modification.

As all the types of SL provide the ultimate stress limit, a subsequent variant selection was

executed by mass and deformation in the structure. The variant distribution by these two parameters in relative values (regarding minimal of possible magnitudes) (fig. 7) was built up.

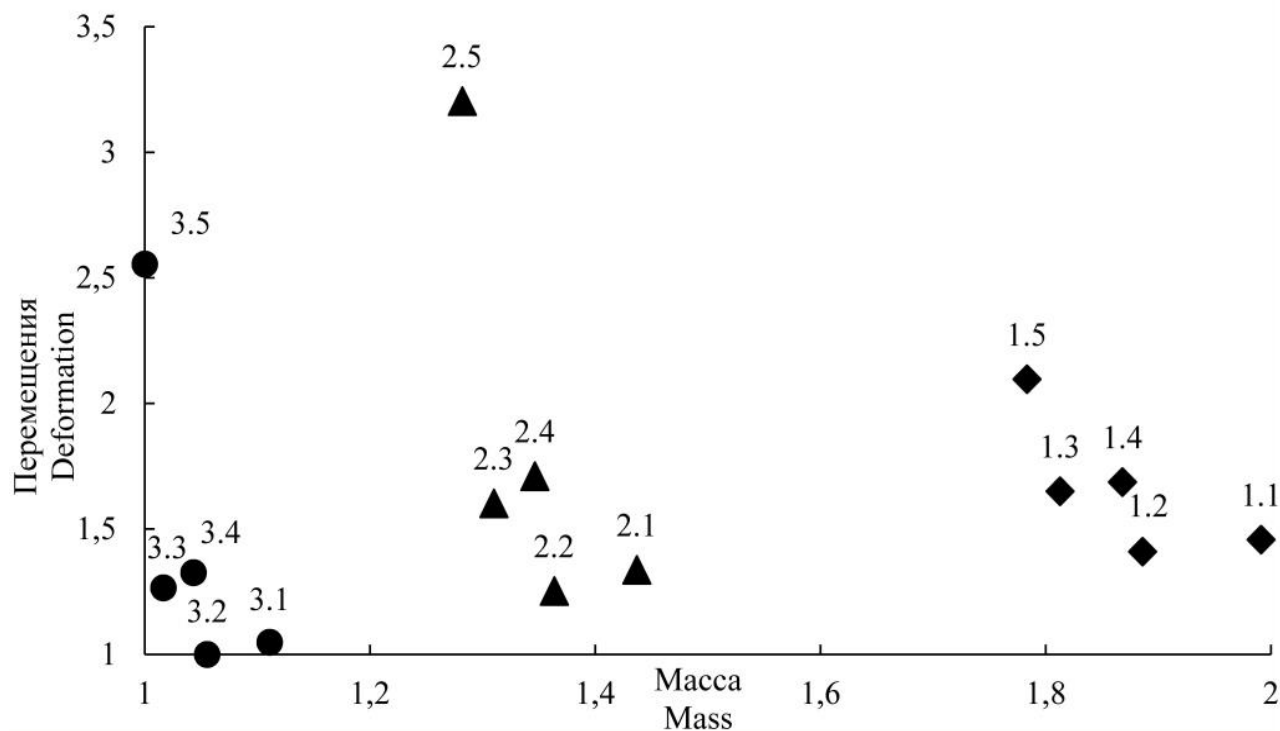


Fig. 7. SL variant distribution by mass and deformation in relative values from materials: ♦ – aluminum, ▲ – glass fiber, ● – carbon fiber

Three individual groups of variants, appropriate to the materials under consideration, which directly depends on density, can be emphasized in the Figure. The metallic SL are further located from the beginning of coordinates which is an ideal center (IC) – the variant with the best parameters. The carbon fiber SL are more proximate to it. Glass fiber – variant values are by 1.5 times more (in relative values). The distribution of SL variants has the same pattern and differs with merely values.

The selection was conducted by determining the distance to IC for equisignificant variants from the Pareto distribution – 3.3, 3.2 and 3.5. As it was stated before, variant 3.5 based on honeycomb is excluded from the consideration, even provided the least mass, due to the low safety margin and the required modification. In terms of variants 3.2 and 3.3, which are based on Anthophila and Odonata wings, the first one is more proximate to IC. Its mass is 165.5 kg which is twice less (53%) than a metal analogue and by 10% less than the carbon-fiber fin. Additional optimization on account for the element shape and arrangement as well as the utilization of the specified installation will allow us to improve structural capabilities of the SL unit and reduce the article mass. Notably, the considered bioinspired designs are similar regarding the performance and differ no more than by 10–15% which indicates a potentiality of subsequent search of an alike layout and the algorithm development for design.

Conclusion and findings

The paper considers the perspective bioinspired variants of the fin SL allowing for the specific structure indices to be increased.

Based on modeling the SL stress-and-strain behavior under load effect, the values of stress-strain were determined, and the optimal internal layout of the fin by the criterion of mass minimum was chosen. It was established, that the carbon-fiber bioinspired layouts surpass the conventional metal SL up to 50% by mass and can be additionally optimized. The advantage by mass compared to the conventional SL from PCM amounts to approximately 10%.

SL data were obtained by the direct search and the modeling method, the results will serve as a foundation in the subsequent search of perspective structural layouts and be taken into consideration while generating an algorithm to choose a location for the arrangement and the direction of element mounting in the aggregate with PCM curved installations.

References

1. Balunov, K.A., Ishmuratov, F.Z., Tuktarov, S.A., Uskov, V.M., Chedrik, V.V. (2017). Multidisciplinary aspects in research on the synthesis and optimization of structural layout of aircraft. *Prochnost konstruktsiy letatelnykh apparatov: sbornik statey nauchno-tehnicheskoy konferentsii*, vol. 2764, pp. 29–36. (in Russian)
2. Mitrofanov, O., Osman, M. (2022). Designing of smooth composite panels providing stability and strength at postbuckling behavior. *Mechanics of composite materials*, vol. 58, pp. 15–30. DOI: <http://dx.doi.org/10.1007/s11029-022-10008-3>
3. Molinari, G., Arrieta, A.F., Ercani, P. (2014). Aero-structural optimization of three-dimensional adaptive wings with embedded smart actuators. *AIAA journal*, vol. 52, no. 9, pp. 1940–1951. DOI: 10.2514/1.J052715 (accessed: 27.04.2022).
4. Reznik, S.V., Esetbatyrovich, A.S. (2021). Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conference Proceedings*, vol. 2318, issue 1, ID: 020012. DOI: 10.1063/5.0036561 (accessed: 27.04.2022).
5. Mitrofanov, O.V. (2021). Load-bearing composite panels design based on postbuckling state: review and relevant objectives. *Natural and Technical Sciences*, no. 11 (162), pp. 224–226. DOI: 10.25633/ETN.2021.11.17 (in Russian)
6. Mikhailovskiy, K.V., Baranovski, S.V. (2018). The methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling. Part III. Selection and justification of optimal schemes for reinforcing load bearing elements. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*,

no. 5 (698), pp. 75–84. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84 (in Russian)

7. **Tatarnikov, O.V., Phyto, W.A., Naining, L.A.** (2021). Selection of the optimal structural design of a spar composite wing. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, no. 12 (741), pp. 90–99. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-12-90-99 (in Russian)

8. **Bolshikh, A.A., Eremin, V.P.** (2020). Method of parametric optimization in the problems of passenger airliner design. *Engineering Journal: Science and Innovation*, no. 10 (106), 14 p. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-10-2022 (accessed: 27.04.2022). (in Russian)

9. **Guzeva, T.A., Malysheva, G.V.** (2022). Features of development of design-and-technological solutions during design of parts made of polymers and composites. *Tehnologia Metallov*, no. 4, pp. 34–41. DOI: 10.31044/1684-2499-2022-0-4-35-41 (in Russian)

10. **Martinez, D.W., Espino, M., Dizon, J.R., Cascolan, H.M., Crisostomo, J.L.** (2022). A comprehensive review on the application of 3D printing in the aerospace industry. *Key engineering materials*, vol. 913, pp. 27–34. DOI: 10.4028/p-94a9zb

11. **Azarov, A.V., Kolesnikov, V.A., Khaziev, A.R.** (2020). Development of equipment for composite 3D printing of structural elements for aerospace applications. *IOP conference series: materials science and engineering*, vol. 934, ID: 012049. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012049 (accessed: 27.04.2022).

12. **Song, L., Gao, T., Tang, L. et al.** (2021). An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Computers and structures*, vol. 243, ID: 106405. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (accessed: 27.04.2022).

13. **Azarov, A.V., Babichev, A.A., Razin, A.F.** (2020). Optimal design of an airplane wing composite lattice panel under axial compression. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruktsii*, vol. 26, no. 4, pp. 490–500. DOI: 10.33113/mkmmk.ras.2020.26.04.490_500.04 (in Russian)

14. **Zhu, J.H., Zhang, W.H., Xia, L.** (2016). Topology optimization in aircraft and

aerospace structures design. *Archives of computational methods in engineering*, no. 23, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2

15. **Yurgenson, S.A., Lomakin, E.V., Fedulov, B.N., Fedorenko, A.N.** (2020). Structural elements based on the metamaterials. *PNRPU Mechanics Bulletin*, no. 4, pp. 211–219. DOI: 10.15593/perm.mech/2020.4.18 (in Russian)

16. **Dubois, A., Farhat, C., Abukhwejah, A.H.** (2016). Parameterization framework for aeroelastic design optimization of bio-inspired wing structural layouts. *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference*, vol. 2016–0485, pp. 1–16. DOI: 10.2514/6.2016–0485

17. **Soboyejo, W., Daniel, L. (Eds.).** (2020). Bioinspired structures and design. Cambridge: Cambridge University Press, 360 p. DOI: 10.1017/9781139058995

18. **Singh, K., Zhao, W., Jrad, M., Kapania, R.K.** (2019). Hybrid optimization of curvilinearly stiffened shells using parallel processing. *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 3, pp. 1068–1079. DOI: 10.2514/1.C035069 (accessed: 27.04.2022).

19. **Baranovski, S.V., Mikhailovskiy, K.V.** (2020). Structurally optimized polymer composite wing design. Part 1. Curvilinear load-bearing elements. *TsAGI Science Journal*, vol. 51, no. 2, pp. 79–86.

20. **Zhao, W., Kapania, R.K.** (2019). Bi-level programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs. *AIAA Journal*, vol. 57, no. 6, pp. 2594–2608. DOI: 10.2514/1.J057892 (accessed: 27.04.2022).

21. **De, S., Jrad, M., Kapania, R.K.** (2019). Structural optimization of internal structure of aircraft wings with curvilinear spars and ribs. *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 2, pp. 707–718. DOI: 10.2514/1.C034818 (accessed: 27.04.2022).

22. **Stanford, B.K., Jutte, C.V.** (2017). Comparison of curvilinear stiffeners and tow steered composites for aeroelastic tailoring of aircraft wings. *Computers & Structures*, vol. 183, no. 15, pp. 48–60. DOI: 10.1016/j.compstruc.2017.01.010

23. Vescovini, R., Oliveri, V., Pizzi, D., Dozio, L., Weaver, P.M. (2020). A semi-analytical approach for the analysis of variable-stiffness panels with curvilinear stiffeners. *International Journal of Solids and Structures*, vol. 188–189, pp. 244–260. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2019.10.011

24. Salcedo, M.K., Hoffmann, J., Donoughe, S., Mahadevan, L. (2019). Computational analysis of size, shape and structure of insect wings. *Biology Open*, vol. 8, no. 10, ID: bio040774. DOI: 10.1242/bio.040774 (accessed: 27.04.2022).

Список литературы

1. Балунов К.А. Многодисциплинарные аспекты в исследованиях синтеза и оптимизации конструктивно-силовых схем летательных аппаратов / К.А. Балунов, Ф.З. Ишмура-тов, С.А. Туктаров, В.М. Уськов, В.В. Чедрик // Прочность конструкций летательных аппаратов: сборник статей научно-технической конференции. Жуковский, 08–09 декабря 2016 г. Москва: ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. Т. 2764. С. 29–36.

2. Mitrofanov O., Osman M. Designing of smooth composite panels providing stability and strength at postbuckling behavior // *Mechanics of Composite Materials*. 2022. Vol. 58. Pp. 15–30. DOI: <http://dx.doi.org/10.1007/s11029-022-10008-3>

3. Molinari G., Arrieta A.F., Ermanni P. Aero-structural optimization of three-dimensional adaptive wings with embedded smart actuators [Электронный ресурс] // *AIAA Journal*. 2014. Vol. 52, no. 9. Pp. 1940–1951. DOI: 10.2514/1.J052715 (дата обращения: 27.04.2022).

4. Reznik S.V., Esetbatyrovich A.S. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling [Электронный ресурс] // *AIP Conference Proceedings*. 2021. Vol. 2318, iss. 1. ID: 020012. DOI: 10.1063/5.0036561 (дата обращения: 27.04.2022).

5. Митрофанов О.В. Проектирование несущих панелей из композитных материалов по закритическому состоянию: обзор

и актуальные задачи // *Естественные и технические науки*. 2021. № 11 (162). С. 224–226. DOI: 10.25633/ETN.2021.11.17

6. Михайловский К.В., Барановский С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2018. № 5 (698). С. 75–84. DOI: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84

7. Татарников О.В., Пху Вэй Аунг, Найнг Лин Аунг. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2021. № 12 (741). С. 90–99. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-12-90-99

8. Больших А.А., Еремин В.П. Применение метода параметрической оптимизации в задачах проектирования пассажирских авиалайнеров [Электронный ресурс] // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2020. № 10 (106). 14 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-10-2022 (дата обращения: 27.04.2022).

9. Гузева Т.А., Малышева Г.В. Особенности разработки конструкторско-технологических решений при проектировании деталей из полимеров и композитов // *Технология металлов*. 2022. № 4. С. 35–41. DOI: 10.31044/1684-2499-2022-0-4-35-41

10. Martinez D.W. A comprehensive review on the application of 3D printing in the aerospace industry / D.W. Martinez, M. Espino, J.R. Dizon, H.M. Cascolan, J.L. Crisostomo // *Key engineering materials*. 2022. Vol. 913. Pp. 27–34. DOI: 10.4028/p-94a9zb

11. Azarov A.V., Kolesnikov V.A., Khaziev A.R. Development of equipment for composite 3D printing of structural elements for aerospace applications [Электронный ресурс] // *IOP conference series: materials science and engineering*. 2020. Vol. 934. ID: 012049. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012049 (дата обращения: 27.04.2022).

12. Song L., Gao T., Tang L. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by addi-

tive manufacturing [Электронный ресурс] // Computers and structures. 2021. Vol. 243. ID: 106405. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (дата обращения: 27.04.2022).

13. Азаров А.В., Бабичев А.А., Разин А.Ф. Оптимальное проектирование сетчатой композитной панели крыла самолета при одноосном сжатии // Механика композиционных материалов и конструкций. 2020. Т. 26, № 4. С. 490–500. DOI: 10.33113/mkmmk.ras.2020.26.04.490_500.04

14. Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design // Archives of computational methods in engineering. 2016. No. 23. Pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2

15. Юргенсон С.А. Конструкционные элементы на основе метаматериалов / С.А. Юргенсон, Е.В. Ломакин, Б.Н. Федулов, А.Н. Федоренко // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2020. № 4. С. 211–219. DOI: 10.15593/perm.mech/2020.4.18

16. Dubois A., Farhat C., Abukhwejah A.H. Parameterization framework for aeroelastic design optimization of bio-inspired wing structural layouts // 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference. USA, San Diego, 4–8 January 2016. Vol. 2016-0485. Pp. 1–16. DOI: 10.2514/6.2016-0485

17. Soboyejo W., Daniel L. (Eds.). Bioinspired structures and design. Cambridge: Cambridge University press, 2020. 360 p. DOI: 10.1017/9781139058995

18. Singh K. Hybrid optimization of curvilinearly stiffened shells using parallel processing / K. Singh, W. Zhao, M. Jrad, R.K. Kapania [Электронный ресурс] // Journal of aircraft. 2019. Vol. 56, no. 3. Pp. 1068–1079.

DOI: 10.2514/1.C035069 (дата обращения: 27.04.2022).

19. Барановски С.В., Михайловский К.В. Структурно-оптимизированная конструкция крыла из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Криволинейные силовые элементы // Ученые записки ЦАГИ. 2020. Т. 51, № 2. С. 79–86.

20. Zhao W., Kapania R.K. Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs [Электронный ресурс] // AIAA Journal. 2019. Vol. 57, no. 6. Pp. 2594–2608. DOI: 10.2514/1.J057892 (дата обращения: 27.04.2022).

21. De S., Jrad M., Kapania R.K. Structural optimization of internal structure of aircraft wings with curvilinear spars and ribs [Электронный ресурс] // Journal of aircraft. 2019. Vol. 56, no. 2. Pp. 707–718. DOI: 10.2514/1.C034818 (дата обращения: 27.04.2022).

22. Stanford B.K., Jutte C.V. Comparison of curvilinear stiffeners and tow steered composites for aeroelastic tailoring of aircraft wings // Computers & Structures. 2017. Vol. 183, no. 15. Pp. 48–60. DOI: 10.1016/j.compstruc.2017.01.010

23. Vescovini R. A sem-analytical approach for the analysis of variable-stiffness panels with curvilinear stiffeners / R. Vescovini, V. Oliveri, D. Pizzi, L. Dozio, P.M. Weaver // International Journal of Solids and Structures. 2020. Vol. 188–189. Pp. 244–260. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2019.10.011

24. Salcedo M.K. Computational analysis of size, shape and structure of insect wings [Электронный ресурс] / M.K. Salcedo, J. Hoffmann, S. Donoughe, L. Mahadevan // Biology Open. 2019. Vol. 8, no. 10. ID: bio040774. DOI: 10.1242/bio.040774 (дата обращения: 27.04.2022).

Information about the authors

Sergey V. Baranovski, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Rocket-Space Composite Structures Chair, Bauman Moscow State Technical University, serg1750@mail.ru.

Zay Yar Lin, Trainee of the Rocket-Space Composite Structures Chair, Bauman Moscow State Technical University, zayarlinngate321@gmail.com.

Сведения об авторах

Барановски Сергей Владиславович, кандидат технических наук, доцент кафедры ракетно-космических композитных конструкций Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана, serg1750@mail.ru.

Зай Я Лин, стажер-практикант кафедры ракетно-космических композитных конструкций Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана, zayarlingate321@gmail.com.

Поступила в редакцию 10.10.2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 10.10.2022
Accepted for publication 23.03.2023

УДК 551.508.855

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-49-60

Decision criteria for the classification of meteorological phenomena in the weather radar complex of the near-airfield zone

O.V. Vasiliev¹, S.S. Korotkov¹, K.I. Galaeva¹, E.S. Boyarenko¹

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

The study was conducted with the financial support of the Russian Science Foundation, project № 23-29-00450

Abstract: The increasing need to obtain data on the meteorological situation to ensure the safety of aircraft flight actualizes the development of radar systems for remote collection and processing of information, including for solving the problems of classifying dangerous weather phenomena. This determined the primary development of the domestic weather radar complex of the near airfield zone (WR BZ). The article presents the features of the construction of the WR BZ, as well as the main tasks it solves. To classify meteorological phenomena from cloudiness to squall in the weather radar complex of the near airfield zone, it is proposed to take as a basis the criteria tested by weather radar stations of previous generations. These criteria are based on an analysis of the height distribution of reflectivity, taking into account the vertical temperature profile. In addition, a criterion for classifying thunderstorms in the cold period of time has been additionally introduced in the WR BZ. To calibrate the values of the criteria, a mathematical apparatus and special software were developed. To collect statistical data, WR BZ were installed in various climatic regions: the Central and North-Western Federal Districts and the Republic of Crimea. Further, an effective validation of the information received was carried out. At present, WR BZ has passed preliminary, acceptance, certification tests, trial operation, while demonstrating an effective classification of meteorological phenomena, thanks to the correct selection of decision criteria. The article considers the possibility of increasing the reliability and justification of the classification of dangerous meteorological phenomena through the additional use of information on the distribution of altitudes of the specific rate of dissipation of turbulent energy of the atmosphere, as well as an additional set of statistical data in various climatic zones of the European territory of Russia – the Upper Volga Region and the Krasnodar Region.

Key words: weather radar, near-airfield zone, dangerous weather phenomena, testing, certification, validation of meteorological data, decision criterion, classification of weather phenomena.

For citation: Vasiliev, O.V., Korotkov, S.S., Galaeva, K.I., Boyarenko, E.S. (2023). Decision criteria for the classification of meteorological phenomena in the weather radar complex of the near-airfield zone. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 49–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-49-60

Критерии принятия решений для классификации метеоявлений в метеорологическом радиолокационном комплексе ближней аэродромной зоны

О.В. Васильев¹, С.С. Коротков¹, К.И. Галаева¹, Э.С. Бояренко¹

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

Исследования проводятся за счет Российского научного фонда в рамках проекта № 23-29-00450

Аннотация: Возрастающая необходимость получения данных о метеорологической обстановке для обеспечения безопасности полета воздушных судов актуализирует разработку радиолокационных систем дистанционного сбора и обработки информации, в том числе для решения задач классификации опасных метеоявлений. Это определило

первостепенную разработку отечественного метеорологического радиолокационного комплекса ближней аэродромной зоны (МРЛК БАЗ). В статье представлены особенности построения МРЛК БАЗ, а также решаемые им основные задачи. Для классификации метеоявления от облачности до шквала в метеорологическом радиолокационном комплексе ближней аэродромной зоны предложено взять за основу критерии, апробированные метеорологическими радиолокационными станциями предыдущих поколений. Данные критерии основаны на анализе распределения отражаемости по высотам с учетом вертикального профиля температуры. Кроме того, в МРЛК БАЗ дополнительно введен критерий классификации грозы в холодный период времени. Для калибровки значений критериев были разработаны математический аппарат и специальное программное обеспечение. Для набора статистических данных МРЛК БАЗ были установлены в различных климатических районах: Центральном и Северо-Западном федеральных округах и Республике Крым. Далее была проведена эффективная валидация полученной информации. В настоящее время МРЛК БАЗ прошел предварительные, приемочные, сертификационные испытания, опытную эксплуатацию, показав при этом эффективную классификацию метеорологических явлений благодаря корректному подбору критериев принятия решений. В статье рассматривается возможность повышения достоверности и оправданности классификации опасных метеорологических явлений за счет дополнительного использования в критериях информации о распределении по высотам удельной скорости диссипации турбулентной энергии атмосферы, а также дополнительный набор статистических данных в различных климатических зонах Европейской территории России – Верхнем Поволжье и Краснодарском крае.

Ключевые слова: метеорологический радиолокатор, ближняя зона аэродрома, опасные явления погоды, испытания, сертификация, валидация метеорологических данных, критерий принятия решений, классификация метеорологических явлений.

Для цитирования: Васильев О.В. Критерии принятия решений для классификации метеоявлений в метеорологическом радиолокационном комплексе ближней аэродромной зоны / О.В. Васильев, С.С. Коротков, К.И. Галаева, Э.С. Бояренко // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 49–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-49-60

Introduction

The extensive use of weather radars in the twentieth century, provided the further meteorology development, particularly in high space and temporal discretization weather phenomena research, along with providing the opportunity of weather radar data in synoptic practice and weather forecast models [1–6]. At the same time, studies in mesoscale weather phenomena, such as thunderstorm and hail cells, gust fronts, funnel clouds, q squalls, breezes, convective cells and supercells were directly due to the opportunity of hydrogeological formation radar scanning [7–12].

Nowadays there is a multitude of weather radar systems of different technical characteristics [13–15] in the Russian Federation, nevertheless, there is a necessity of small-scale weather radars, which will be able to work particularly in remote regions [16] and will be set between the Russian meteorological service large-scale radars [17]. The experience of differently featured weather radar incorporation is currently positive [18, 19].

The weather radar WR BZ was developed by the “On-board Navigation Systems” for creating weather radar field in airfield inner area (up to 100 km from airfield reference point). Creation

of the domestic WR BZ meets the current import phase-out demands [20].

WR BZ has currently passed the preliminary, inspection and certification tests, prototype testing, in this case having shown us the efficient weather phenomena, parameter and characteristic [21, 22] evaluation particularly due to the correct decision-making criteria selection for classification of weather phenomena.

WR BZ: application, responsibilities, areas of use

WR BZ provides the weather services and departments of airports of different aircraft types with weather radar information, along with other consumers of the data.

WR BZ responsibilities, meeting the national and international requirements, are:

- weather phenomena validation and classification at omnidirectional and sector surveillance;
- coordinate and size estimation of the validated weather objects and phenomena;
- dangerous turbulence and wind shear areas validation with aircraft takeoff and landing sectors being prioritized;

- estimation of the validated weather object movement direction and rate.

The feature of WR BZ is provision of weather radar data on wind characteristics (rate vector field, horizontal and vertical wind shear, turbulent energy dissipation specific rate) in SURVELLIANCE mode and SECTOR mode of the higher space and temporal discretization [23, 24].

The airdromes, takeoff and landing fields, possible emergency areas are the WR BZ area of application.

WR BZ decision criteria for weather phenomena classification

Nowadays the decision criteria, developed for WR-1,2,5 have become the grounds for weather phenomena classification criteria development for other present day domestic weather radars¹. The following criteria are based on vertical atmosphere emanation reflectivity considering the freezing line. In fact, the radar is only a measurer, which quality the classification veracity depends on. In this work the reflectivity estimation veracity at fixed precisely measured heights is what is meant by work quality. Thus, weather phenomena classification criteria are evidence based, methodically adjusted and fundamental for differently featured weather radars. The following fact of identic basic criterion use for weather radars with different performance is seen in practice – in DWR-S (C-band) and WR BZ (X-band).

It was necessary to evaluate the certain weather phenomena criteria values for WR BZ operative work in different climate zones of the Russian Federation. The “raw” signal was recorded from the radar line output with the opportunity of complex special software post-setting. The following signal was recorded in different synoptic conditions, which allowed us to save further statistically significant data for different climate zones [21].

The criterion amount calibration procedure for BZ WR weather phenomena classification was conducted the following way:

1) the “raw” signal was recorded from the radar line output;

2) the maps of the classified weather phenomena were obtained from BZ WR signal display on the plan position indicator;

3) BZ WR classified weather phenomena data were correlated with valid weather sources: ground-based weather stations and certified Russian meteorological service network radars. The correlation was made according to the developed method, described in [21];

4) the operator accepted and fixed the criteria amount of the observed phenomena in case of its justification. Otherwise, the criteria amount different from the previous ones were charted in weather criterion classification table (fig. 1), and then the points 2, 3, 4 were repeated.

Further there is a list of parameters, used for BZ WR weather phenomenon classification. Notes in parameter name:

H0 – absolute freezing line altitude 0 °C, m;

H3 – altitude (H0 + 2500), m;

Hll – radio echo lower limit, m;

Hul – cloud top, m;

Htrop – tropopause absolute altitude, m;

Z1 – radar reflectivity at altitude from 0 up to 2 km, dBZ;

Z2 – radar reflectivity at altitude from 2 up to 4 km, dBZ;

Z3 – radar reflectivity at altitude from 4 up to 6 km, dBZ;

ZHt0 – radar reflectivity at freezing term altitude 0 °C (H0 °C), dBZ;

ZH3 – radar reflectivity at H3, dBZ.

There is a list of criteria parameters for BZ WR weather phenomena classification in Table 1.

It should be noted that the authors² entered BZ WR the weather phenomena classification criteria which are not presented in current weather radars, (for instance, in DWR-S) for unknown reason,

¹ Guidance for observation and data use with non-automatized MSR-1, MSR-2, MSR-5 radars. WP 52.04.320–91. St. Petersburg, 1993, 342 p.

² Guidance for observation and data use with non-automatized MSR-1, MSR-2, MSR-5 radars. WP 52.04.320–91. St. Petersburg, 1993, 342 p.

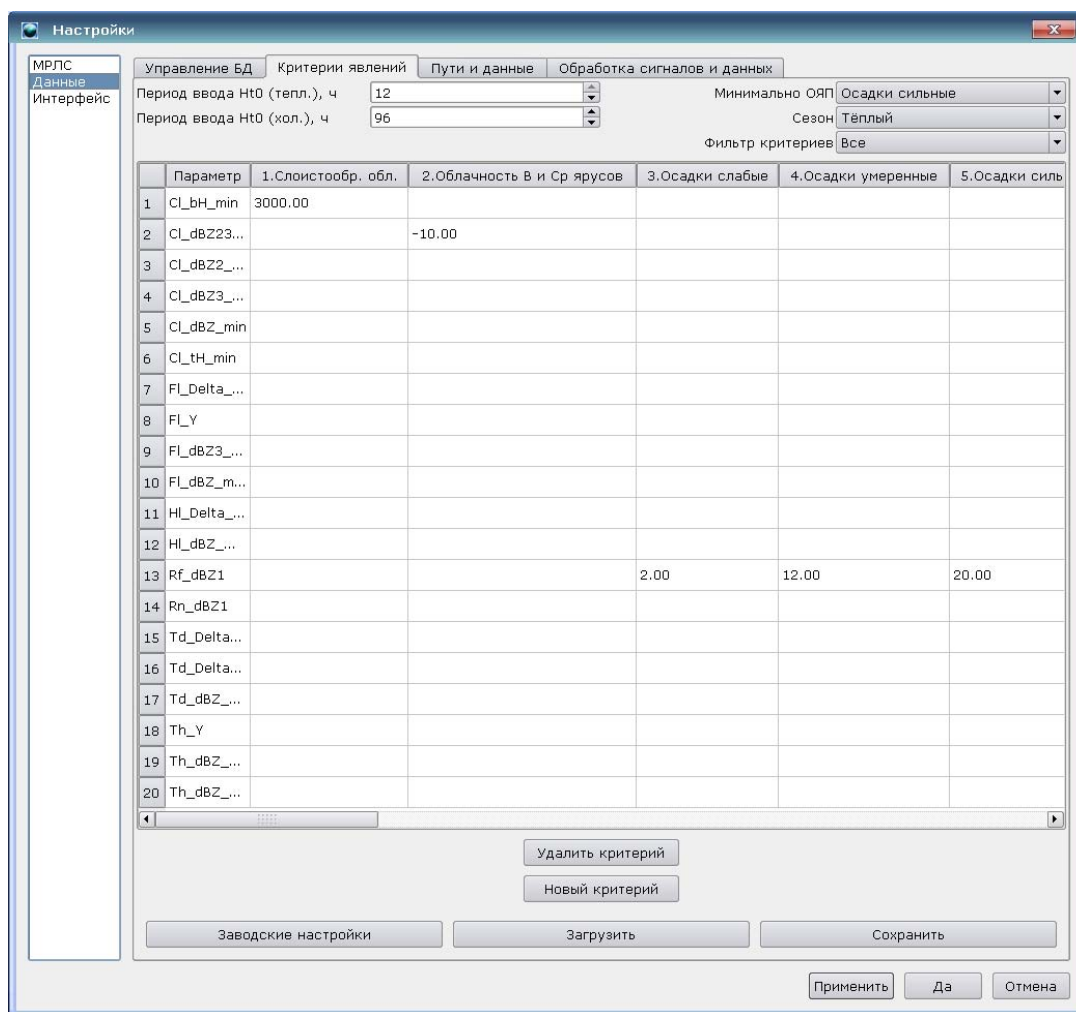


Fig. 1. Widget Setting

Table 1

List of criteria for the classification of weather phenomena in the weather radar complex of the near-airfield zone – WR BZ

Criteria parameter code in special software	Name and measurement units	Amount	Operation period
Cloud amount (stratiform cloud amount)			
Cl_dBZ23_min	Minimum radar reflectivity amount at Z ₂ и Z ₃ levels, dBZ	From 10 up to 0	All
Cloud amount (cumulus cloud amount)			
Cl_dBZ2_min	Minimum radar reflectivity amount at Z ₂ level, dBZ	From 10 up to 40	All
Cl_dBZ3_min	Minimum radar reflectivity value at Z ₃ level, dBZ	From 20 up to 50	All
Cl_dBZ_min	Minimum radar reflectivity value on the whole cloud volume, dBZ, not less	From 1 up to 10	All

Continuation of Table

Criteria parameter code in special software	Name and measurement units	Amount	Operation period
Cl_tH_min	Liminal value H_{Br} for cumulus cloud amount, m	From 400 up to 6000	All
Cloud amount (of upper and lower layer)			
Cl_bH_min	Liminal value H_{Hr} for high and middle cloud tier amount, m	From 1000 up to 5000	All
Precipitation (weak, temperate, strong)			
Rf_dBZ1	Reflectivity liminal value Z_1 , dBZ	From 0 up to 30 (precipitation weak) From 5 up to 35 (precipitation temperate) From 10 up to 40 (precipitation strong)	All
Shower precipitation (shower is light, moderate and heavy)			
Rn_dBZ1	Reflectivity liminal value Z_1 , dBZ	From 10 up to 40 (shower is light) From 20 up to 45 (shower is moderate) From 25 up to 50 (shower is heavy)	All
Thunderstorms (prob.: from 30 up to 70%; from 71 up to 90%; > 90%)			
Th_Y	Thunderstorm danger liminal value, $Y = 0,001 \cdot H_{ul} \cdot Z_{H3}$	From 10 up to 30 (thunderstorm probability 30–70%) From 10 up to 40 (thunderstorm probability 71–90%) From 10 up to 50 (thunderstorm probability more 90%)	Warm
Th_dBZ_H3_max	Maximum radar reflectivity value at H_3 level, dBZ	From 50 up to 70	Warm
Th_dBZ_H3_min	Minimum radar reflectivity value at H_3 level, dBZ	From 10 up to 40 (thunderstorm probability 30 – 70 %) From 10 up to 50 (thunderstorm probability 71 – 90 %) From 10 up to 60 (thunderstorm probability more than 90 %)	Warm
Th_dBZ1	Radar reflectivity liminal value at Z_1 level, dBZ	From 30 up to 70	Cold
Th_dBZ2	Radar reflectivity liminal value at Z_2 level, dBZ	From 30 up to 70	Cold

Continuation of Table

Criteria parameter code in special software	Name and measurement units	Amount	Operation period
Hail (light, moderate, heavy)			
Hl_Delta_H3_Ht0	Altitude difference liminal value H_3 и H_0 , м	From 1000 up to 5000	Warm
Hl_dBZ_max	Maximum radar reflectivity value on the whole cloud volume, dBZ	From 30 up to 50 (hail is weak) From 40 up to 60 (hail is temperate) From 40 up to 70 (hail is strong)	Warm
Q squalls (light, moderate, heavy)			
Fl_Delta_tH_Htr	Difference liminal value H_{ul} и H_{trop} , м	From 3000 up to 3000	Warm
Fl_Y	Complex criteria liminal value $Y = 0,001 \cdot H_{ul} \cdot Z_{H3}$	From 300 up to 700	Warm
Fl_dBZ3_min	Minimum radar reflectivity value Z_3 , dBZ	From 20 up to 50	Warm
Fl_dBZ_max	Maximum radar reflectivity value on the whole cloud volume, dBZ	From 40 up to 60 (Q squall is weak) From 45 up to 70 (Q squall is temperate) From 50 up to 70 (Q squall is strong)	Warm
Tornados (funnel cloud)			
Td_Delta_tH_Htr	$H_{вр}$ и $H_{троп}$ difference liminal value, м	From 2000 up to 5000	Warm
Td_Delta_V_max	Liminal value of the wind speed difference between the two nearest-neighbour rates, m/s	From 30 up to 50	Warm
Td_dBZ_max	Maximum radar reflectivity liminal value on the whole cloud volume, dBZ	From 50 up to 70	Warm

according to the source. For instance, the thunderstorm classification criterion for cold period was entered into BZ WR, as thunderstorms are common in middle latitudes³ at any time of the year.

WR BZ classified weather phenomena data validation

WR BZ has currently passed the preliminary, inspection and certification tests, prototype testing. It was set in the following points:

1. Orlovka point – Tver region;
2. Saint-Petersburg point – the city of Saint-Petersburg;
3. Vishnevsky point – Moscow region;
4. Taman point – the Republic of Crimea.

The criteria liminal amounts were selected according to the value ranges shown in Table 1 for all the following calibration procedure sequence points.

There is the weather phenomena map in WR BZ cells in the 30 km vicinity of the meteorological service – Figure 1 on the left and the conjoint weather phenomena map in the Russian meteorological service radar cells – on the right shown as an example. The weather phenomena map of the Russian meteorological ser-

³ Ecological and climatic atmosphere characteristics in 2014 according to M. V. Lomonosov MSU Meteorological observatory datum. M. V. Lomonosov MSU. Available at: http://www.momsu.ru/files/disk%20MO%20MSU_2014.pdf (accessed: 28.07.2022).

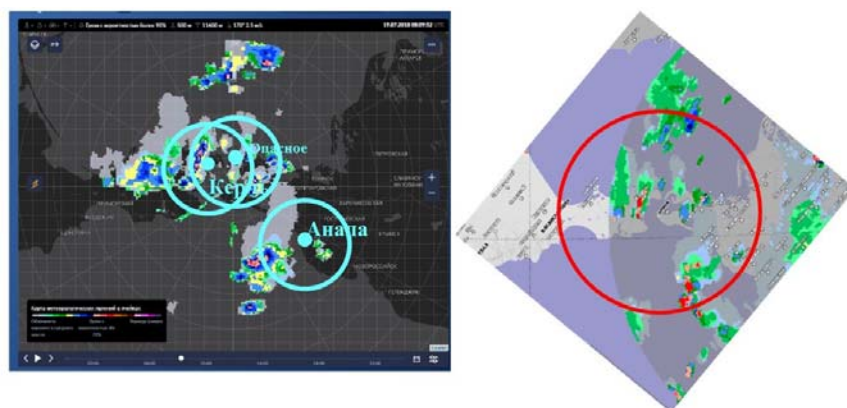


Fig. 2. Maps of weather phenomena in cells according to the WR BZ based "Taman" (left) and DWR-S "Krasnodar" (right) from 19.07.2018 08:10 UTC

The red circle shows the WR BZ radar range on the DWR-S map

vice radars was taken from the Russian meteorological service official source^{4,5}.

According to the Methodology, thunderstorms monitored at meteorological services are confirmed by WR BZ data in case of them being registered in 30 km vicinity of the meteorological service.

Thunderstorms in 30 km vicinity of "Kerch", "Opasnoe", "Anapa" meteorological services (blue circle in Figure 2) were confirmed with WAREP "Kerch", "Opasnoe", "Anapa" meteorological services according to WR BZ data (thunderstorm in the vicinity from 07:35 to 10:03 UTC; thunderstorm in the vicinity from 07:50 to 11:10 UTC; thunderstorm in the vicinity from 07:14 to 10:01 UTC respectively).

There are other examples of WR BZ weather phenomena maps in comparison to the doublechecked veracious meteorological data in different WR BZ setting points (fig. 3, 4) below.

It was shown in work [21], that WR BZ classifies the weather phenomena with the level of success rate and veracity necessary from the weather

radars. The necessary success rate and false alarm probability percentiles were taken from the Russian meteorological service^{6,7,8} methodical documents. For instance, it was shown, that dangerous weather phenomena (showers, thunderstorms, hails) detection success rate was more than 86% while the minimum necessary success rate percentile is not less than 70%⁷. The dangerous weather phenomena false alarm probability was less than 1% while the maximum necessary value of false alarm probability is no more than 40%⁸. It was noted in work [21], that is possible to make a statistically based conclusion about the appropriate small scale weather radar complex of WR BZ inner airdrome zone performance according to the conducted statistical analysis.

The given WR BZ weather phenomena maps correlate with veracious weather information sources in terms of time, space and weather phenomena classification. Thus, the criterion liminal values were selected correctly according to the methodology mentioned above.

At the same time, it should be noted, that in some cases, particularly while thunderstorm and

⁴ Radar observation data. Russian meteorological service. Available at: <https://meteoinfo.ru/radanim> (accessed: 11.12.2019).

⁵ The Federal State Budgetary Institution "The All-Russian Hydrometeorological Datum Research Institute – The World Datum Center" data access. The Federal State Budgetary Institution "The All-Russian Hydrometeorological Datum Research Institute – The World Datum Center". Available at: <http://meteo.ru/data> (accessed: 11.12.2019).

⁶ Methodology guidelines on DWR-S weather radar observation at Russian weather service network. St. Petersburg, 2013. 164 p.

⁷ Temporary methodic guidelines on DWR-S doppler weather radar data use in synoptical practice. Moscow, 2014. 110 p.

⁸ Temporary methodic guidelines on DWR-S doppler weather radar data use in synoptical practice. Moscow, 2017. 121 p.

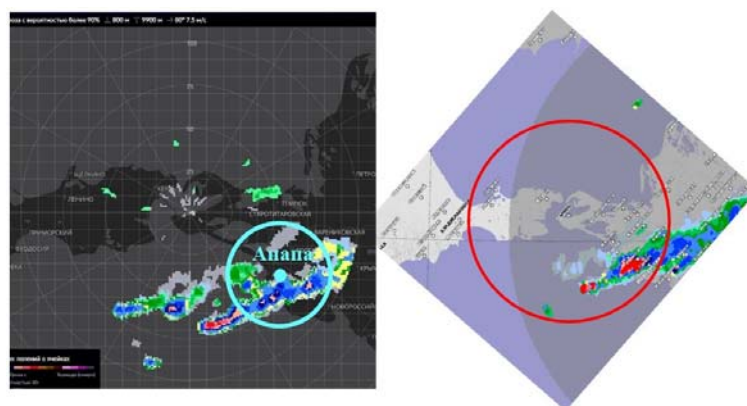


Fig. 3. Maps of weather phenomena in cells according to the WR BZ based "Taman" (left) and DWR-S "Krasnodar" (right) from 18.07.2018 03:20 UTC
The red circle shows the WR BZ radar range on the DWR-S map

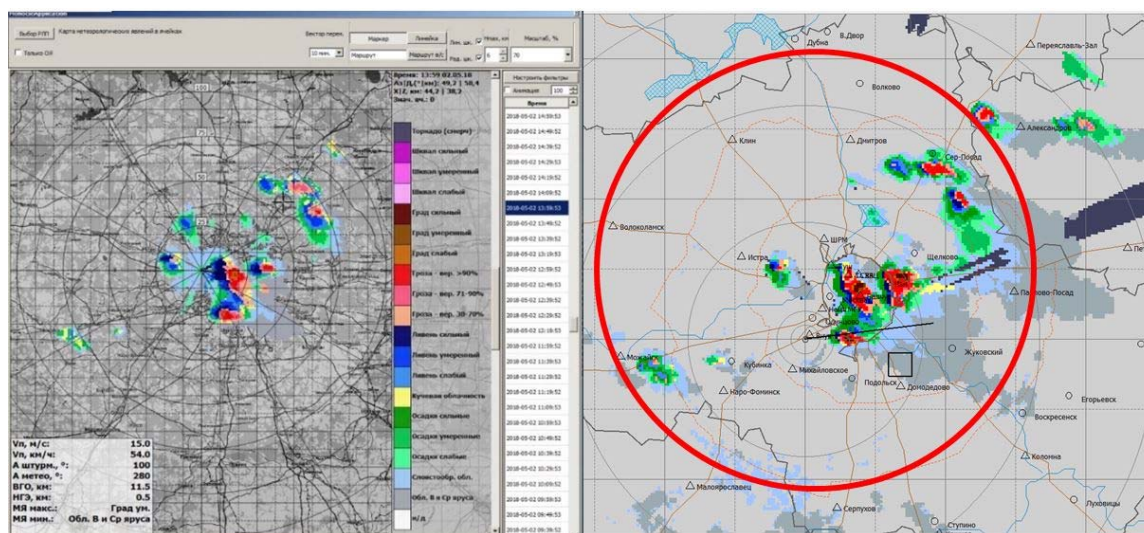


Fig. 4. Maps of weather phenomena from 13:59 UTC according to the WR BZ "Central Military Clinical Hospital named after A.A. Vishnevsky" (left) and from 14:00 according to the DWR-S "Dolgoprudny" (right) 02.05.2018 (the red contour shows the radar range of the WR BZ)

hail classification the turbulent energy dissipation specific speed data should be used for higher success rate and veracity amounts.

Thus, the further research aim is to develop the turbulent energy dissipation specific speed data obtaining for weather phenomena classification with the extra statistical data set in different climate zones of the European part of Russia – the Upper Volga Region and Krasnodar Region.

Conclusion

Thus, the unique domestic small-scale weather radar of the inner airdrome zone is cur-

rently being created, tested and certified. It meets the present day national and international requirements in full measure.

WR BZ weather phenomenon classification criteria were developed according to the Russian meteorological service guidelines, in which the general weather phenomena classification parameters for differently featured radars are given. In distinction from other current radars, thunderstorm classification parameters in cold period are considered in WR BZ. WR BZ classification criteria amounts were deduced with a large "raw" signal analysis in different synoptic situations.

It was shown due to the correctly formed WR BZ criteria, that the performance of a small-scale weather radar of an inner airdrome zone is appropriate.

At the same time, it should be noted, that turbulence is also an informative free-convection atmosphere activity feature. In such cases it is reasonable to consider a question of the turbulent energy dissipation specific speed data application in weather phenomena classification criteria, using the different statistic data of different European part of Russia climate zones in order to increase the shower, thunderstorm and hail classification veracity and success rate.

References

1. Veltishchev, N.F., Stepanenko, V.M. (2007). Mesometeorological processes: tutorial. Moscow: MGU, 127 p. (in Russian)
2. Gushchina, D.Yu. (2013). Synoptic meteorology: tutorial. Moscow: MGU, 103 p. (in Russian)
3. Bogatkin, O.G. (2009). Fundamentals of aviation meteorology: textbook. St. Petersburg: RGGMU, 339 c. (in Russian)
4. Ivanova, A.R. (2009). An experience of the humidity forecasts verification and assessment of their applicability in forecasting of the aircraft icing zones. *Russian Meteorology and Hydrology*, vol. 34, no. 6, pp. 354–363. DOI: 10.3103/S106837390906003X (in Russian)
5. Fabry, F. (2015). Radar meteorology: principles and practice. Cambridge University Press, 248 p. DOI: 10.1017/CBO9781107707405
6. Kumjian, R.M. (2018). Weather Radars. In: Remote Sensing of Clouds and Precipitation. Cham: Springer International Publishing, pp. 15–63. DOI: 10.1007/978-3-319-72583-3_2
7. MacGorman, D.R., Biggerstaff, M.I., Schuur, T.J. (2010). Formation of charge structures in a supercell. *Monthly Weather Review*, vol. 138, issue 10, pp. 3740–3761. DOI: 10.1175/2010MWR3160.1
8. Emersic, C., Saunders, C.P.R. (2010). Further laboratory investigations into the Relative Diffusional Growth Rate theory of thunderstorm electrification. *Atmospheric Research*, vol. 98, issue 2–4, pp. 327–340. DOI: 10.1016/j.atmosres.2010.07.011
9. Albrecht, B., Fang, M., Ghate, V. (2016). Exploring stratocumulus cloud-top entrainment processes and parameterizations by using Doppler cloud radar observations. *Journal of the Atmospheric Sciences*, vol. 73, issue 2, pp. 729–742. DOI: 10.1175/JAS-D-15-0147.1
10. Koistinen, J., Hohti, H., Pohjola, H. (2005). Diagnosis of precipitation detection range. *The 32nd International Conference on Radar Meteorology*. AMS, 3 p. Available at: <https://ams.confex.com/ams/32Rad11Meso/webprogram/Paper96254.html> (accessed: 13.05.2022).
11. Nanding, N., Rico-Ramirez, M.A. (2019). Precipitation measurement with weather radars. ICT for smart water systems: measurements and data science. The Handbook of Environmental Chemistry, vol. 102, pp. 1–24. DOI: 10.1007/698_2019_404
12. Boodoo, S., Hudak, D., Ryzhkov, A., Zhang, P., Donaldson, N., Sills, D., Reid, J. (2015). Quantitative precipitation estimation from a C-band dual-polarized radar for the 8 July 2013 flood in Toronto, Canada. *Journal of Hydrometeorology*, no. 16, pp. 2027–2044. DOI: 10.1175/JHM-D-15-0003.1
13. Efremov, V.S., Vovshin, B.M., Vylegzhanin, I.S., Lavrukevich, V.V., Sedletsky R.M. (2009). Polarized Doppler C-band Weather Radar with Pulse Compression. *Journal of Radio Electronics*, no. 10, p. 4. Available at: <http://jre.cplire.ru/iso/oct09/6/text.html#1> (accessed: 29.10.2021). (in Russian)
14. Battaglia A., Westbrook, C.D., Kneifel, S., Kollias, P., Humpage, N., Löhnert, U., Tyynelä, J., Petty, G.W. (2014). G band atmospheric radars: a new frontier in cloud physics. *Atmospheric Measurement Techniques*, vol. 7, issue 6, pp. 1527–1546. DOI: 10.5194/amt-7-1527-2014
15. Bechini, R., Baldini, L., Chandrasekar, V. (2013). Polarimetric radar observations of the ice region of precipitation clouds at C-band and X-band radar frequencies. *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, vol. 52, issue 5, pp. 1147–1169. DOI: 10.1175/JAMC-D-12-055.1

16. Zhukov, V.Y., Shchukin, G.G. (2014). Status and prospects of weather radar network. *Rasprostraneniye radiovoln (RRV-24): sbornik trudov XXIV Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii*. Irkutsk: ISZF SO RAN, vol. 3, pp. 133–136. (in Russian)

17. Nemudryi, K.V. (2014). Airdromes and airports as one of the elements of Russian regional aviation system. *Trudy MAI*, no. 75, 9 p. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/3d8/3d861abaea6eacea2d677527b4fe34ca.pdf> (accessed: 29.10.2021). (in Russian)

18. Istok, M., Crum, T. (2009). WSR-88D and TDWR-SPG data status and plans. *National Weather Service. Family of Services*. Partners Meeting. Phoenix, AZ. 15 January. Available at: https://www.roc.noaa.gov/WSR88D/PublicDocs/Level_II/FOS_011509.pdf (accessed: 29.10.2021).

19. Germann, U., Figueras, J., Gabella, M., Hering, A., Sideris, I., Calpini, B. (2016). Radar network. *The international review of weather, climate and hydrology technologies and services*, April, pp. 62–65.

20. Vasiliev, O., Bolelov, E., Galaeva, K., Gevak, N., Ziyabkin, S., Kolesnikov, E., Peshko, A., Sinitsyn, I. (2021). The design and operation features of the near-airfield zone weather radar complex “Monocle”. *2021 XVIII Technical Scientific Conference on Aviation Dedicated to the Memory of N.E. Zhukovsky (TSCZh)*, pp. 64–72. DOI: 10.1109/TSCZh53346.2021.9628352

21. Galaeva, K.I. (2020). Results analysis of the tests and certification of near-airfield meteorological radar complex. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 1, pp. 28–40. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-28-40 (in Russian)

22. Bolelov, E.A., Vasiliev, O.V., Galaeva, K.I., Ziyabkin, S.A. (2020). Analysis of the height difference of the zero isotherm according to two temperature profilers. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 1, pp. 19–27. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-19-27

23. Galaeva, K.I. (2017). Substantiation of requirements for modern meteorological locators of the near zone of the aerodrome. *Perspektivnyye bortovyye radioelektronnyye kompleksy*

i sistemy: sbornik trudov XIV Vserossiiskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Nauchnyye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.E. Zhukovskogo». Moscow, pp. 45–48. (in Russian)

24. Galaeva, K.I., Bolelov, E.A., Guberman, I.B., Eschenko, A.A., Daletskiy, S.V. (2018). Justification of tasks, solved by near-airfield meteorological radar complex. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no 20 (331), pp. 74–81. (in Russian)

Список литературы

1. Вельтищев Н.Ф., Степаненко В.М. Мезометеорологические процессы: учеб. пособие. М.: МГУ, 2007. 127 с.

2. Гущина Д.Ю. Синоптическая метеорология: учеб. пособие. М.: МГУ, 2013. 103 с.

3. Богаткин О.Г. Основы авиационной метеорологии: учебник. СПб: РГГМУ, 2009. 339 с.

4. Иванова А.Р. Опыт верификации численных прогнозов влажности и оценка их пригодности для прогноза зон обледенения воздушных судов // Метеорология и гидрология. 2009. № 6. С. 33–46.

5. Fabry F. Radar meteorology: principles and practice. Cambridge University Press, 2015. 248 p. DOI: 10.1017/CBO9781107707405

6. Kumjian R.M. Weather radars. In: Remote sensing of clouds and precipitation. Cham: Springer International Publishing, 2018. Pp. 15–63. DOI: 10.1007/978-3-319-72583-3_2

7. MacGorman D.R., Biggerstaff M.I., Schuur T.J. Formation of charge structures in a supercell // Monthly Weather Review. 2010. Vol. 138, iss. 10. Pp. 3740–3761. DOI: 10.1175/2010MWR3160.1

8. Emersic C., Saunders C.P.R. Further laboratory investigations into the Relative Diffusional Growth Rate theory of thunderstorm electrification // Atmospheric Research. 2010. Vol. 98, iss. 2–4. Pp. 327–340. DOI: 10.1016/j.atmosres.2010.07.011

9. Albrecht B., Fang M., Ghatge V. Exploring stratocumulus cloud-top entrainment

23. Галаева К.И. Обоснование требований к современным метеорологическим локаторам ближней зоны аэродрома // Перспективные бортовые радиоэлектронные ком-

плексы и системы: сборник трудов XIV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского». Москва, 13–14 апреля 2017. М., 2017. С. 45–48.

24. Галаева К.И. Обоснование задач, решаемых метеорологическим радиолокаци-

онным комплексом ближней аэродромной зоны / К.И. Галаева, Э.А. Болелов, И.Б. Губерман, А.А. Ещенко, С.В. Далецкий // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 20 (331). С. 74–81.

Information about the authors

Oleg V. Vasiliev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Technical Maintenance of Radio Electronic Equipment of Air Transport Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, vas_ov@mail.ru.

Sergei S. Korotkov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Technical Maintenance of Radio Electronic Equipment of Air Transport Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, vas_ov@mail.ru.

Ksenia I. Galaeva, Assistant of Technical Maintenance of Radio Electronic Equipment of Air Transport Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ks.galaeva@mail.ru.

Elvira S. Boyarenko, Post-graduate of the Technical Maintenance of Radio Electronic Equipment of Air Transport Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, boyarenko.elvira@mail.ru.

Сведения об авторах

Васильев Олег Валерьевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, vas_ov@mail.ru.

Коротков Сергей Сергеевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, vas_ov@mail.ru.

Галаева Ксения Игоревна, преподаватель кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, ks.galaeva@mail.ru.

Бояренко Эльвира Сергеевна, аспирант кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, boyarenko.elvira@mail.ru.

Поступила в редакцию 28.10. 2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 28.10. 2022
Accepted for publication 23.03.2023

УДК 621.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-61-71

Исследование воздействия нестационарных воздушных потоков на механические и эксплуатационные свойства элементов конструкции воздушных судов

Д.А. Иванов¹

¹*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
имени Главного маршала авиации А.А. Новикова,
г. Санкт-Петербург, Россия*

Аннотация: Использование обработки пульсирующим дозвуковым газовым потоком (газоимпульсной обработки) в процессе технического обслуживания и ремонта продолжительностью, не превышающей определенного значения, способствует восстановлению и повышению механических и эксплуатационных свойств элементов конструкции авиационной техники. В данной статье приводятся результаты исследования, направленного на определение оптимальной продолжительности газоимпульсной обработки авиационных деталей, в качестве которой была принята продолжительность обработки, обеспечивающая максимальное повышение показателей вязкости материала, являющейся препятствием для развития трещин, без снижения прочностных свойств. В результате исследования было оценено влияние различных факторов, таких как скорость дозвукового воздушного потока и частота колебаний, материал и геометрические параметры обрабатываемого изделия как на оптимальную, так и на приводящую к снижению механических свойств продолжительность обработки пульсирующим воздушным потоком элементов конструкции воздушного судна в процессе технического обслуживания и ремонта. Установлено, что механические волны, генерируемые пульсациями газового потока, способны оказывать существенное влияние на конструктивную прочность элементов конструкции воздушных судов, что позволяет повысить их надежность, а также точность прогнозирования технического состояния. Экспериментально установлен гармонический характер затухания отношения остаточных напряжений к исходным их значениям в зависимости от продолжительности газоимпульсной обработки, что позволяет управлять их величиной и знаком. Получена эмпирическая формула, позволяющая определять оптимальную продолжительность обработки для изделий различных материалов. В качестве показателя продолжительности газоимпульсной обработки было принято повышение вязкости материала без снижения прочностных свойств. Построены графические зависимости относительного времени газоимпульсной обработки, обеспечивающего повышение показателей механических свойств от относительной частоты колебаний газового потока.

Ключевые слова: воздушный транспорт, техническое обслуживание, газоимпульсная обработка.

Для цитирования: Иванов Д.А. Исследование воздействия нестационарных воздушных потоков на механические и эксплуатационные свойства элементов конструкции воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-61-71

Investigation of the impact of unsteady air flows on the mechanical and operational properties of aircraft structural elements

D.A. Ivanov¹

¹*Saint Petersburg State University of Civil Aviation named after Air Chief Marshal
A.A. Novikov, Saint Petersburg, Russia*

Abstract: The use of pulsating subsonic gas flow treatment (gas pulse treatment) in the process of maintenance and repair for a duration not exceeding a certain value contributes to the restoration and improvement of mechanical and operational properties of aeronautical equipment structural elements. This article presents the results of a study to determine the optimal duration of gas-pulse processing of aircraft parts, as which, the duration of processing was adopted, providing the maximum increase in the

properties of material viscosity, which prevents crack development without reducing the strength properties. As a result of the study, the influence of various factors, such as the subsonic airflow velocity and the frequency of oscillations, the material and geometric parameters of the processed product, on both the optimal and leading to a decrease in mechanical properties duration of processing by pulsating airflow of aircraft structural elements during maintenance and repair, was evaluated. It has been established that mechanical waves generated by gas flow pulsations can have a significant impact on the structural strength of aircraft structural elements, which makes it possible to increase their reliability as well as the accuracy of forecasting the technical condition. The harmonic nature of the attenuation of the ratio of residual stresses to their initial values has been experimentally established, depending on the duration of gas pulse treatment, which allows us to control their magnitude and sign. An empirical formula has been obtained to determine the optimal processing time for products of various materials. As an indicator of the duration of gas pulse treatment, an increase in the viscosity of the material was adopted without reducing the strength properties. Graphical dependences of the relative time of gas pulse processing, which provides an increase in the mechanical properties of the relative frequency of the gas flow oscillations, have been constructed.

Key words: air transport, maintenance, gas pulse processing.

For citation: Ivanov, D.A. (2023). Investigation of the impact of unsteady air flows on the mechanical and operational properties of aircraft structural elements. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-61-71

Введение

Отказы техники продолжают оставаться одной из причин летных происшествий, при полете менее 2000 часов после ремонта зачастую выявляются и очаги коррозии, и трещины, поэтому развитие методологии технического обслуживания и ремонта является актуальной проблемой эксплуатации воздушного транспорта [1–17]. Одним из путей решения данной проблемы является разработка методов технического обслуживания и ремонта на основе результатов новейших исследований влияния технологических и эксплуатационных факторов на структуру материалов элементов конструкции авиационной техники, определяющую их механические и эксплуатационные свойства [1]. Нестационарный воздушный поток является значимым эксплуатационным фактором, оказывающим воздействие на структуру материалов элементов конструкции авиационной техники и тем самым на их механические и эксплуатационные свойства. В процессе эксплуатации воздушного судна продолжительное воздействие нестационарных звуковых газовых потоков может приводить к снижению конструктивной прочности элементов конструкции. Вместе с тем использование обработки пульсирующим звуковым газовым потоком (газоимпульсной обработки) в процессе технического обслуживания и ремонта продол-

жительностью, не превышающей определенного значения, способствует восстановлению и повышению механических и эксплуатационных свойств элементов конструкции авиационной техники [1]. В данной статье приводятся результаты исследования, направленного на определение оптимальной продолжительности газоимпульсной обработки авиационных деталей, в качестве которой была принята продолжительность обработки, обеспечивающая максимальное повышение показателей вязкости материала, являющейся препятствием для развития трещин, без снижения прочностных свойств.

Постановка задачи

При использовании таких бездеформационных технологий повышения и восстановления конструктивной прочности элементов конструкции воздушного судна, как газоимпульсная обработка, в процессе их технического обслуживания и ремонта возникает вопрос о необходимой продолжительности данной обработки, а также о продолжительности обработки, по достижении которой дальнейшее воздействие газовых импульсов будет оказывать негативное влияние на комплекс механических и эксплуатационных свойств. Планировалось получение результатов исследования влияния различных факторов, таких как скорость звукового воздушного потока и частота коле-

баний, материал и геометрические параметры обрабатываемого изделия, как на оптимальную, так и на приводящую к снижению механических свойств продолжительность обработки пульсирующим воздушным потоком элементов конструкции воздушного судна.

Решение задачи

Механические волны, возникающие при взаимодействии пульсирующего дозвукового воздушного потока с поверхностью обрабатываемого металлического изделия, воздействуют на структуру его материала, прежде всего дислокационную, что влечет за собой изменение механических и эксплуатационных свойств [1].

Экспериментально установлено, что скорость изменения механических и эксплуатационных свойств обрабатываемого металлического изделия существенным образом зависит от близости частоты пульсаций давления воздушного потока, натекающего на обрабатываемый элемент конструкции, от частоты его собственных колебаний.

Когда частота колебаний параметров воздушного потока мало отличается от частоты собственных колебаний элемента конструкции, резонансный эффект обеспечивает снижение продолжительности газоимпульсной обработки, необходимой для требуемого повышения механических свойств.

В случае элементов конструкции авиационной техники частота собственных колебаний в условиях консольного крепления f_p может достигать значения нескольких тысяч герц, и следовательно, для достижения эффекта резонанса требуется такая же частота пульсаций воздушного потока f .

В связи с тем что, как показали исследования, уменьшение требуемой продолжительности газоимпульсной обработки может быть достигнуто при более низких, в сравнении с частотой собственных колебаний элемента конструкции воздушного судна значениях частоты пульсаций давления дозвукового газового потока, при условии их кратности частоте собственных колебаний обрабатыва-

емого изделия, газоимпульсная обработка сравнительно небольшой продолжительности может успешно применяться при частоте колебаний параметров газового потока в несколько сотен герц.

Когда же частота колебаний параметров воздушного потока существенно отличается от частоты собственных колебаний обрабатываемого элемента конструкции и частот, ей кратных, происходит существенное увеличение продолжительности газоимпульсной обработки, необходимой для требуемого повышения механических свойств.

По результату анализа эмпирических значений была получена следующая формула:

$$\bar{\tau} = 2 - 2/\bar{f} + 1/\bar{f}^2, \quad (1)$$

где $\bar{\tau} = \tau/\tau_0$, $\bar{f} = f/f_p$, τ – оптимальная продолжительность газоимпульсной обработки, в качестве которой была принята продолжительность обработки, обеспечивающая максимальное повышение показателей ударной вязкости материала, не приводящее к снижению прочностных свойств, таких как значение предела прочности, τ_0 – оптимальная продолжительность газоимпульсной обработки, в случае когда частота колебаний параметров воздушного потока тождественна частоте собственных колебаний элемента конструкции, которая составляет порядка 6 минут. График зависимости изменения продолжительности обработки пульсирующим воздушным потоком, требуемой для достижения максимальной вязкости стали без снижения показателей прочности, от частоты его пульсаций представлен на рис. 1.

При значении f/f_p 0,3 и более данная формула обеспечивает хорошую сходимость с экспериментально полученными результатами. При f/f_p менее трех десятых требуемая продолжительность газоимпульсной обработки скачкообразно увеличивается. При значении частоты пульсаций f более f_p значение τ/τ_0 не выше двух.

Газоимпульсная обработка может способствовать повышению механических и эксплуатационных свойств. Вместе с тем экспе-

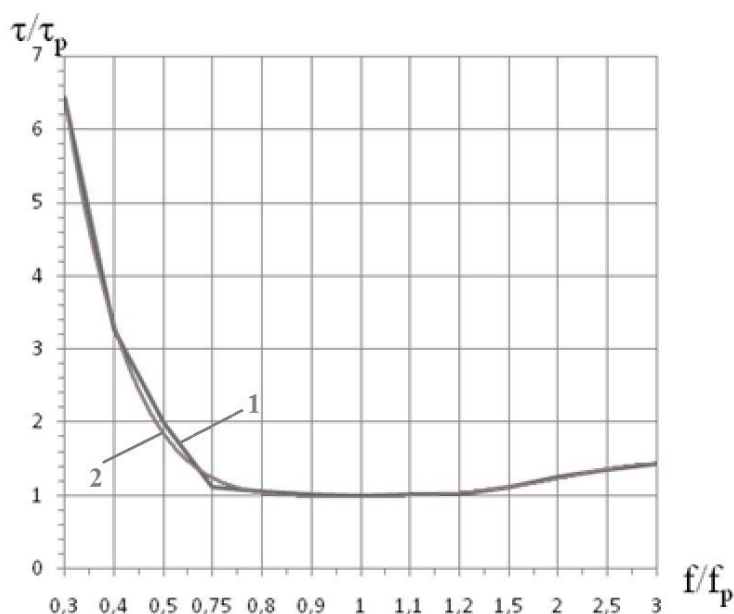


Рис. 1. Изменение продолжительности обработки пульсирующим воздушным потоком, требуемой для достижения максимальной вязкости стали без снижения показателей прочности, в зависимости от частоты его пульсаций: 1 – по экспериментальным данным; 2 – в соответствии с формулой (1)

Fig. 1. Change of the duration of treatment with pulsating air flow required to achieve maximum steel viscosity without reducing strength indicators, depending on the frequency of its pulsations: 1 – according to experimental data; 2 – according to the formula (1)

риментально установлена опасная продолжительность воздействия нестационарных дозвуковых воздушных потоков на элементы конструкции воздушного судна при частотах колебаний, близких к резонансным, которые могут возникать, к примеру, при выбеге двигателя. Результаты исследования обеспечивают повышение точности прогноза технического состояния при эксплуатации воздушных судов. Вместе с тем кратковременная газоимпульсная обработка может способствовать повышению механических и эксплуатационных свойств.

Также было установлено, что в интервале 40–130 дБ значение величины звукового давления оказывает незначительное влияние на оптимальную продолжительность газоимпульсной обработки.

Представленные в табл. 1 результаты экспериментальных исследований с использованием образцов из алюминиевого сплава АМгЗ показывают не только возможность повышения механических свойств, таких как предел прочности при изгибе $\sigma_{изг}$ в результате газоимпульсной обработки, но и накопление

эффекта от воздействия нестационарными воздушными потоками структурой материала, о чем свидетельствует совпадение результатов непрерывной и дискретной обработки с интервалом 2 недели (табл. 1). Изготовление, отбор и испытание образцов осуществлялись в соответствии с ГОСТ 14019-2003.

Таблица 1
Table 1

Сравнительные результаты непрерывной дискретной газоимпульсной обработки образцов из алюминиевого сплава АМгЗ с использованием малошумного генератора
Comparative results of continuous discrete gas pulse processing of samples made of aluminum alloy АМg3 using a low-noise generator

Продолжительность обработки	0 мин	5 + 5 мин	10 мин
$\sigma_{изг}$, МПа	368	390	390

Были проведены исследования изменения механических свойств конструктивных элементов авиационной и аэродромной техники

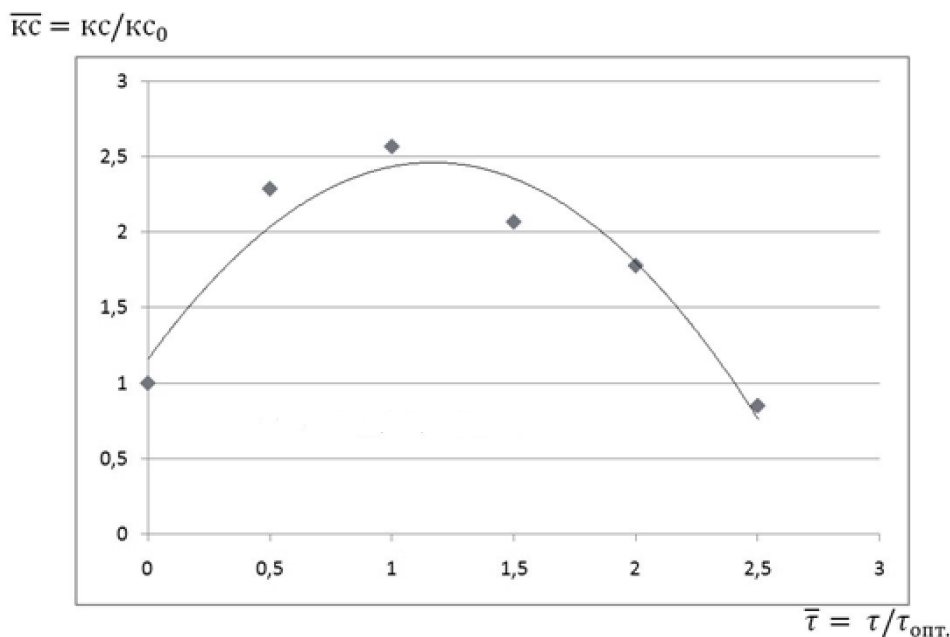


Рис. 2. Изменение сопротивления динамическому изгибу в зависимости от продолжительности обработки пульсирующим дозвуковым воздушным потоком

Fig. 2. Change of dynamic bending resistance depending on the duration of treatment with pulsating subsonic airflow

из металлических материалов более 30 марок при воздействии нестационарных воздушных потоков.

На рис. 2 представлена обобщенная зависимость относительной ударной вязкости от относительного времени обдува, где Kc – значение ударной вязкости обдутьного образца, τ – продолжительность обдува, мин, Kc_0 – значение ударной вязкости необдутьного образца, $\tau_{\text{опт.}}$ – оптимальная продолжительность обдува, соответствующая наибольшему росту ударной вязкости при отсутствии снижения прочностных свойств. Изготовление, отбор и испытание образцов осуществлялись в соответствии с ГОСТ 9454-78.

Видно, что по достижении определенного оптимального значения продолжительности дальнейшая обработка ведет к снижению значений показателей механических свойств.

При определении оптимального времени обдува можно использовать формулу

$$\tau_{\text{опт.}} = K_{\tau_{\text{опт.}}} \cdot 20, \quad (2)$$

где 20 – характерное время обдува, мин, $K_{\tau_{\text{опт.}}}$ – значение поправочного коэффициента,

найденные эмпирически для различных сочетаний скорости обдува V и частоты колебаний натекающего потока (табл. 2), где $M = V/a$, $\bar{f} = f/f_0$, a – скорость звука в потоке.

Одним из факторов, влияющих на производительность газоимпульсной обработки, может являться скорость дозвукового воздушного потока. Исследование влияния скорости дозвукового воздушного потока V на производительность газоимпульсной обработки проводилось, в частности, с помощью образцов из конструкционной улучшаемой легированной стали 38ХН и др. в соответствии с ГОСТ 9454-78 и ГОСТ 1497-84.

Установлено, что при увеличении скорости натекающего на стальной образец дозвукового воздушного потока на порядок, с 20 до 200 метров в секунду, время газоимпульсной обработки, необходимое для достижения максимального значения показателей вязкости материала, не приводящего к снижению значений предела прочности, уменьшается менее чем в 3 раза, с 26,2 до 10 мин (рис. 3).

Результаты исследования позволили получить эмпирическую формулу для определения оптимального времени воздействия

Таблица 2
Table 2

Экспериментально полученные значения $K_{\tau_{\text{опт.}}}$
Experimentally obtained values $K_{\tau_{\text{опт.}}}$

$\bar{f}$ М	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
0,05	1,5	1,4	1,3	1,2	1,1	1,0
0,1	1,3	1,2	1,1	1,0	0,9	0,8
0,2	1,1	1,0	0,9	0,8	0,87	0,6
0,3	1,0	0,9	0,8	0,7	0,6	0,5
0,4	0,9	0,8	0,7	0,6	0,6	0,5
0,5	0,8	0,7	0,7	0,6	0,6	0,5

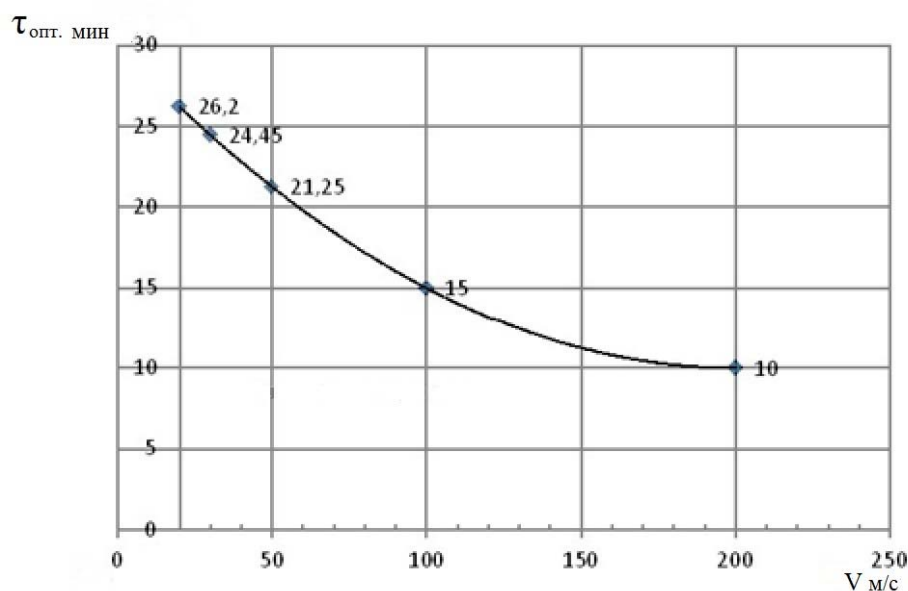


Рис. 3. Изменение времени газоимпульсной обработки, необходимого для достижения максимального значения показателей вязкости материала в зависимости от скорости натекающего на стальной образец воздушного потока

Fig. 3. Change of the gas pulse processing time required to achieve the maximum value of the material viscosity indices depending on the air flow velocity flowing onto the steel sample

пульсирующего воздушного потока на стальное обрабатываемое изделие, обеспечивающую хорошую сходимость с экспериментальными результатами при частоте пульсаций до 1000 Гц:

$$\tau_{\text{опт}} = 0,0005V^2 - 0,2V + 30. \quad (3)$$

Данной формулой удобнее пользоваться при некруглых значениях скоростей газового

потока, для которых отсутствуют эмпирические коэффициенты $K_{\tau_{\text{опт.}}}$.

Продолжительность обдува, обеспечивающая максимальный положительный эффект в случае сплава на основе цветного металла, будет равна

$$\tau_{\text{м}} = k_{\text{м}} \cdot \tau_{\text{с}}, \quad (4)$$

где $\tau_{\text{с}} = \tau_{\text{опт}}$ для стали = $0,0005V^2 - 0,2V + 30$,

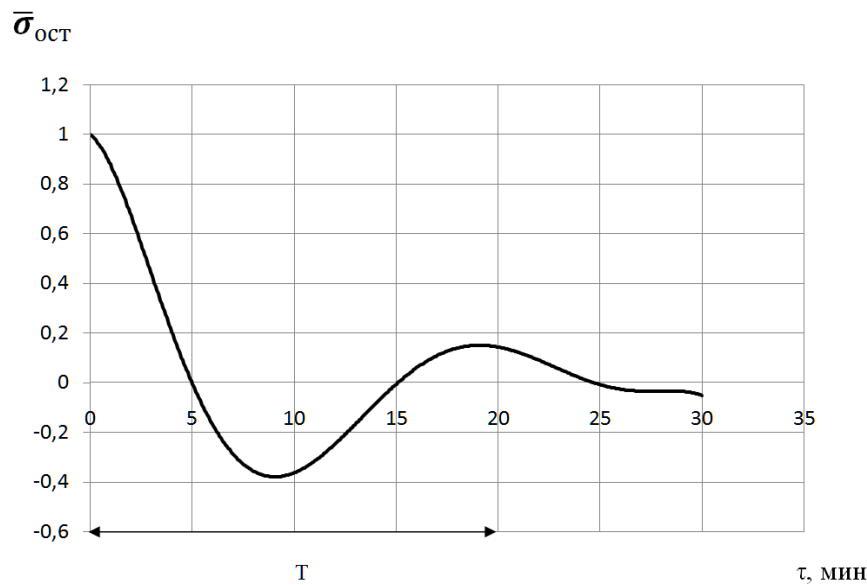


Рис. 4. Изменение остаточных напряжений в зависимости от продолжительности газоимпульсной обработки

Fig. 4. Change of residual stresses depending on the duration of gas pulse treatment

а $k_m = a_c/a_m$ – отношение скорости звука в стали a_c к скорости звука в сплаве на основе данного металла a_m .

Используя газоимпульсную обработку, можно не только полностью снять опасные растягивающие напряжения, но и получить на поверхности изделия сжимающие остаточные напряжения, которые во многих случаях являются желательными, так как повышают устойчивость к коррозии и усталостному разрушению.

Испытания осуществлялись в соответствии с характеризующимся высокой достоверностью методом Давиденкова, основанном на разрезании и измерении кольцевых образцов.

Результаты проведенных исследований позволили сделать вывод, что под действием механических волн, возникающих при воздействии газовых импульсов на поверхность обрабатываемого изделия, остаточные напряжения меняются во времени в соответствии с уравнением, описывающим кривую, представляющую собой графическое изображение затухающих колебаний:

$$y = A \cdot e^{-ax} \sin(\omega x + \varphi_0), \quad (5)$$

где A – амплитуда в первоначальный момент времени, a – коэффициент затухания, ω – циклическая частота, φ_0 – начальная фаза колебаний. Применительно к изменению во времени величины растягивающих тангенциальных остаточных напряжений формула будет выглядеть следующим образом:

$$\bar{\sigma}_{ост} = \sigma_{ост}/\sigma_{ост0} = e^{-0,1\tau} \cdot \cos(\omega\tau), \quad (6)$$

где τ – продолжительность газоимпульсной обработки, $\sigma_{ост0}$ – первоначальное значение растягивающих тангенциальных остаточных напряжений на поверхности изделия, $\sigma_{ост}$ – их текущее значение. Изменение остаточных напряжений в зависимости от продолжительности газоимпульсной обработки представлено на графике (рис. 4).

Исследования показали, что если в изделии до обработки пульсирующими дозвуковыми газовыми потоками в поверхностных слоях присутствуют растягивающие тангенциальные (окружные) остаточные напряжения, представляющие наибольшую опасность с точки зрения образования и развития трещин, а также коррозии, то их нулевого значения можно добиться при продолжительности

обработки $0,25T$, где T представляет собой период порядка 20 минут.

Меняя продолжительность газоимпульсной обработки в большую или меньшую сторону, можно получать различные значения и знак остаточных напряжений, в том числе получать на поверхности изделия сжимающие остаточные напряжения максимальной величины, что будет способствовать устойчивости изделия к циклическим нагрузкам и повысит его коррозионную стойкость.

В подтверждение достоверности формулы можно привести уровень тангенциальных остаточных напряжений на поверхности колец подшипников качения одной партии из стали ШХ15 в зависимости от продолжительности газоимпульсной обработки. Нулевые значения остаточных напряжений достигаются на 8-й и 18-й минуте обработки, а между ними находится область сжимающих остаточных напряжений.

Заключение

В результате исследования было оценено влияние различных факторов, таких как скорость дозвукового воздушного потока и частота колебаний, материал и геометрические параметры обрабатываемого изделия, как на оптимальную, так и на приводящую к снижению механических свойств продолжительность обработки пульсирующим воздушным потоком элементов конструкции воздушного судна в процессе технического обслуживания и ремонта.

Установлено, что механические волны, генерируемые пульсациями газового потока, способны оказывать существенное влияние на конструктивную прочность элементов конструкции воздушных судов, что позволяет повысить их надежность, а также точность прогнозирования технического состояния.

Экспериментально установлен гармонический характер затухания отношения остаточных напряжений к исходным их значениям в зависимости от продолжительности газоимпульсной обработки, что позволяет управлять их величиной и знаком.

Получена эмпирическая формула, позволяющая определять оптимальную продолжительность обработки для изделий различных материалов. В качестве показателя продолжительности газоимпульсной обработки было принято повышение вязкости материала без снижения прочностных свойств.

Построены графические зависимости относительного времени газоимпульсной обработки, обеспечивающего повышение показателей механических свойств от относительной частоты колебаний газового потока.

Таким образом, в целом решен вопрос о необходимой продолжительности данной обработки, а также о продолжительности обработки, по достижении которой дальнейшее воздействие газовых импульсов будет оказывать негативное влияние на комплекс механических и эксплуатационных свойств элементов конструкции обслуживаемой и ремонтируемой авиационной техники.

Список литературы

1. **Иванов Д.А.** Воздействие нестационарных газовых потоков на структуру и свойства материалов, используемых в авиационной промышленности. СПб.: СПбГУГА, 2017. 328 с.
2. **Burhan I., Kim H.S.** S-N curve models for composite materials characterisation: an evaluative review [Электронный ресурс] // Journal of Composites Science. 2018. Vol. 2, iss. 3. ID: 38. DOI: 10.3390/JCS2030038 (дата обращения: 17.09.2022).
3. **Лапаев А.В., Шапкин В.С.** К вопросу оценки влияния коррозионных поражений планера на летную годность воздушных судов по условиям усталостной прочности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 4 (315). С. 17–21.
4. **Разиньков Ф.Ф., Акопян К.Э.** Анализ изменения параметров коррозионных повреждений элементов конструкции центральной части фюзеляжа с увеличением сроков службы вертолетов типа Ми-8 // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32. С. 53–64.

5. Роберов И.Г. Комплексная диагностика технического состояния и оценка работоспособности металлических материалов методами неразрушающего контроля / И.Г. Роберов, Д.К. Фигуровский, М.А. Киселев, В.С. Грама, Д.Б. Матвеев, В.О. Иванов // Заготовительные производства в машиностроении. 2020. Т. 18, № 4. С. 178–181.

6. Mishchenko A. Analysis of residual stresses resulting from the surface preparation for X-ray diffraction measurement / A. Mishchenko, L. Wu, V.K. da Silva, A. Scotti [Электронный ресурс] // Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. 2018. Vol. 40, iss. 2. Article number: 94. DOI: 10.1007/s40430-018-1036-5 (дата обращения: 17.09.2022).

7. Акопян К.Э. Экспериментальная оценка влияния технологии восстановления материала конструкционных алюминиевых сплавов при коррозионном поражении на статическую прочность для решения задач по поддержанию летной годности воздушных судов / К.Э. Акопян, С.А. Грачев, А.В. Лапаев, В.К. Орлов, А.О. Титов, В.С. Шапкин, С.А. Школин // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 8 (319). С. 7–15.

8. Акопян К.Э. Экспериментальная оценка влияния коррозионного поражения на статическую прочность конструкционного алюминиевого сплава / К.Э. Акопян, С.А. Грачев, А.В. Лапаев, В.С. Шапкин // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2016. № 12 (323). С. 7–14.

9. Далецкий С.В., Далецкий С.С. Графические модели процесса технической эксплуатации воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 36–44.

10. Ицкович А.А. Повышение эффективности процессов поддержания летной годности воздушных судов на основе методологии управления проектами / А.А. Ицкович, А.О. Чернов, Г.Д. Файнбург, И.А. Файнбург // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 26–35.

11. Vaskic L., Paetzold K. A critical review of the integrated logistics support suite for aerospace and defence programmes // Proceedings of the Design Society: International Confer-

ence on Engineering Design. ICED, 2019. Vol. 1, iss. 1. Pp. 3541–3550. DOI: 10.1017/dsi.2019.361

12. Strohmeier M. On perception and reality in wireless air traffic communication security / M. Strohmeier, M. Schäfer, R. Pinheiro, V. Lenders, I. Martinovic // IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems. 2017. Vol. 18, no. 6. Pp. 1338–1357. DOI: 10.1109/TITS.2016.2612584

13. Ben Mahmoud M.S., Larrieu N., Pirovano A. A risk propagation based quantitative assessment methodology for network security-aeronautical network case study // 2011 Conference on Network and Information Systems Security. La Rochelle, 2011. Pp. 1–9. DOI: 10.1109/SAR-SSI.2011.5931372

14. Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Электрификация и интеллектуализация – основные тенденции развития энергокомплекса воздушных судов // Авиационные системы. 2016. № 5. С. 45–51.

15. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций: монография. Уфа: Уфимский полигр. комб., 2003. 803 с.

16. Оболенский Е.П., Сахаров Б.И., Стрекозов Н.П. Прочность агрегатов оборудования и элементов систем жизнеобеспечения летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 248 с.

17. Tomblin J., Seneviratne W. Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors // Report DOT/FAA/AR-10/6, June 2011. 155 p.

References

1. Ivanov, D.A. (2017). The effect of unsteady gas flows on the structure and properties of materials used in the aviation industry. St. Petersburg: SPbGUGA, 328 p. (in Russian)

2. Burhan, I., Kim, H.S. (2018). S-N curve models for composite materials characterization: an evaluative review. *Journal of Composites Science*, vol. 2, issue 3, ID: 38. DOI: 10.3390/JCS2030038 (accessed: 17.09.2022).

3. Lapae, A.V., Shapkin, V.S. (2014). To the question of the evaluation of influence of corrosion defects of the airframe on the flight va-

lidity of aircrafts under the terms of fatigue durability. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 4 (315), pp. 17–21. (in Russian)

4. **Razinkov, F.F., Akopyan, K.E.** (2020). Analysis of changes in parameters of corrosion damage to structural elements of the central fuselage with an increase in the service life of Mi-8 helicopters. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 32, pp. 53–64. (in Russian)

5. **Roberov, I.G., Figurovsky, D.K., Kiselev, M.A., Grama, V.S., Matveev, D.B., Ivanov, V.O.** (2020). Integrated diagnostics of technical condition and serviceability evaluation of metal materials by nondestructive testing methods. *Zagotovitelnyye proizvodstva v mashinostroyenii*, vol. 18, no. 4, pp. 178–181. (in Russian)

6. **Mishchenko, A., Wu, L., da Silva, V.K., Scotti, A.** (2018). Analysis of residual stresses resulting from the surface preparation for X-ray diffraction measurement. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 40, issue 2, article number: 94. DOI: 10.1007/s40430-018-1036-5 (accessed: 17.09.2022).

7. **Akopyan, K.E., Grachev, S.A., Lapae, A.V., Orlov, V.K., Titov, A.O., Shapkin, V.S., Shkolin, S.A.** (2015). Experimental assessment of influence of technology of restoration of material constructional aluminum alloys at corrosion defeat on static durability for the solution of tasks of maintenance of the flight validity of aircrafts. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 8 (319), pp. 7–15. (in Russian)

8. **Akopyan, K.E., Grachev, S.A., Lapae, A.V., Shapkin, V.S.** (2016). Experimental assessment of corrosion defeat on static durability for constructional aluminum alloy. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 12 (323), pp. 7–14. (in Russian)

9. **Daletskiy, S.V., Daletskiy, S.S.** (2017). Graphical models of the aircraft maintenance process. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 1, pp. 36–44. (in Russian)

10. **Itskovich, A.A., Chernov, A.O., Faynburg, G.D., Faynburg, I.A.** (2017). Increasing the aircraft airworthiness maintenance efficiency based on the project management methodology. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 1, pp. 26–35. (in Russian)

11. **Vaskic, L., Paetzold, K.** (2019). A critical review of the integrated logistics support suite for aerospace and defence programmes. *Proceedings of the Design Society: International Conference on Engineering Design*. ICED, vol. 1, issue 1, pp. 3541–3550. DOI: 10.1017/dsi.2019.361

12. **Strohmeier, M., Schäfer, M., Pinheiro, R., Lenders, V., Martinovic, I.** (2017). On perception and reality in wireless air traffic communication security. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, vol. 18, no. 6, pp. 1338–1357. DOI: 10.1109/TITS.2016.2612584

13. **Ben Mahmoud, M.S., Larrieu, N., Pirovano, A.** (2011). A risk propagation based quantitative assessment methodology for network security-aeronautical network case study. *2011 Conference on Network and Information Systems Security*, La Rochelle, pp. 1–9. DOI: 10.1109/SAR-SSI.2011.5931372

14. **Zybin, E.Yu., Kosyanchuk, V.V., Selvesyuk, N.I.** (2016). Electrification and intellectualization are the main trends in the development of the aircraft power complex. *Aviatsionnyye sistemy*, no. 5, pp. 45–51. (in Russian)

15. **Shanyavsky, A.A.** (2003). Tolerance fatigue failures of aircraft components: monograph. Ufa: Ufimskiy poligraficheskiy kombinat, 803 p. (in Russian)

16. **Obolensky, E.P., Sakharov, B.I., Strekozov, N.P.** (1989). Strength of equipment aggregates and elements of life support systems of aircraft. Moscow: Mashinostroyeniye, 248 p. (in Russian)

17. **Tomblin, J., Seneviratne, W.** (2011). Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors. Report DOT/FAA/AR-10/6, 155 p.

Сведения об авторе

Иванов Денис Анатольевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационной техники и диагностики, ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова», ivanov.denis.71@mail.ru.

Information about the author

Denis A. Ivanov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Engineering and Diagnostics Chair, FSFEI HE Saint Petersburg State University of Civil Aviation named after Air Chief Marshal A.A. Novikov, ivanov.denis.71@mail.ru.

Поступила в редакцию 11.11.2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 11.11.2022
Accepted for publication 23.03.2023

УДК 621.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

Концептуальная оценка топливной эффективности пассажирских самолетов с переходом на композитные крылья

А.С. Кретов¹, Д.В. Тиняков¹, П.А. Шатаев²

¹Нанкинский университет авионавтики и астронавтики, г. Нанкин, Китай

²Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева, г. Казань, Россия

Аннотация: Одним из показателей успешности любого нового самолета является его топливная эффективность, влияющая как на дальность, так и на экономичность, поскольку в прямых эксплуатационных расходах затраты на топливо составляют около 30 %. На основе анализа чувствительности взлетной массы к проектным изменениям рассматривается проблема улучшения базовых самолетов по топливной эффективности. Особенностью предлагаемых проектных изменений является применение композитных крыльев большего удлинения, позволяющих повысить топливную эффективность за счет снижения индуктивного сопротивления. Для обоснования применения такого подхода рассмотрены две задачи. Первая – это переход на конструкции крыльев из композитных материалов, что позволит увеличить удлинение крыла без потери жесткости; вторая – применение (при необходимости) устройств, уменьшающих размах крыла, связанных с ограничениями в аэропорту. Предложена методика оценки массы композитных крыльев на основе универсальной весовой формулы В.А. Комарова, которая была уточнена за счет применения интегрального коэффициента, учитывающего особенности распределения массы в конструкции, тип силовой увязки конструктивных элементов и их прочностные характеристики. Для упрощения размещения самолетов с крыльями большого размаха в существующей инфраструктуре аэропортов рассмотрено использование складывающихся законцовок крыла, выполнен принципиальный анализ конструкции поворотного узла законцовок, проведена оценка влияния устройства складывания на массу пассажирского самолета. Верификация предложенного подхода осуществлена на примере семейства самолетов компании Boeing B777. Выполнен численный анализ применения композитных крыльев для самолетов Ил-96, Ту-214 и SSJ-100, а также рассмотрен эффект использования винглетов на самолете MC-21.

Ключевые слова: пассажирский самолет, топливная эффективность, взлетная масса самолета.

Для цитирования: Кретов А.С., Тиняков Д.В., Шатаев П.А. Концептуальная оценка топливной эффективности пассажирских самолетов с переходом на композитные крылья // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

Conceptual assessment of the fuel efficiency of passenger aircraft with the transition to composite wings

A.S. Kretov¹, D.V. Tinyakov¹, P.A. Shataev²

¹Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China

²Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russia

Abstract: One of the success indicators for any new aircraft is its fuel efficiency, influencing both range and cost-effectiveness, as fuel costs amount to 30% of direct operating costs. Based on the analysis of take-off mass response to design changes, a solution to the basic-type aircraft improvement in terms of fuel efficiency is considered. The feature of proposed redesigning is the use of a higher aspect-ratio of an airfoil allowing for fuel efficiency to be increased by reducing the induced drag. Two solutions are considered to substantiate this approach. The first one is the transition to composite wing structures, which will allow for a high aspect ratio of an airfoil without losing rigidity. The second one is the application (if necessary) of devices, reducing the wingspan, caused by the airport restrictions. The methodology for assessing the mass of composite wings based on the universal weight formula by V.A. Komarov which was specified by applying an integral factor considering the features of mass distribution in the structure, the structural adaptation of structure elements and their strength performance, has been proposed. To simplify the arrangement of aircraft with large-span wings in the available airport layout, the application of folding wingtips was considered.

The principal analysis of the wingtip swiveling unit structure was performed. The assessment of the folding device effect upon the mass of a passenger aircraft was completed. The proposed approach was verified based on the Boeing company of B777 aircraft family. The numerical analysis of the composite wing application for the IL-96, Tu-214 and SSJ-100 was performed, and the winglet use effect on the MC-21 aircraft was studied.

Key words: passenger aircraft, fuel efficiency, take-off mass of aircraft.

For citation: Kretov, A.S., Tiniakov, D.V., Shataev, P.A. (2023). Conceptual assessment of the fuel efficiency of passenger aircraft with the transition to composite wings. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 72–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-72-90

Введение

Очевидно, что Россия как страна с территорией более 17 млн км² полноценно не может существовать без эффективного воздушного транспорта. Ситуация, возникшая в начале 2022 г., заставляет не просто задуматься об этой проблеме, а срочно решать ее, причем рассчитывая при этом только на отечественное производство. Задачами первоочередной важности являются: 1) обеспечить импортонезависимость региональному самолету SSJ-100; 2) «поставить на крыло» среднемагистральный MC-21. И если новый MC-21 будет постепенно заменять проверенный временем Ту-204/214, то какой самолет займет нишу широкофюзеляжных дальнемагистральных лайнеров. Создание китайско-российского широкофюзеляжного CR-929 на 250–300 пассажиров задерживается на неопределенное время, поэтому очевидно, что на сегодняшний день наиболее доступное и приемлемое в создавшихся условиях решение по дальним широкофюзеляжным самолетам может быть найдено на базе самолета Ил-96, подтвердившего свою надежность многолетней службой в авиакомпании СЛО «Россия».

Одним из показателей успешности любого нового самолета является его топливная эффективность, влияющая как на дальность, так и на экономичность, поскольку в прямых эксплуатационных расходах затраты на топливо составляют около 30 %. На лучших магистральных пассажирских самолетах удельные затраты топлива сейчас доведены до 18–19 г/(пасс км).

Определенный эффект в повышении топливной эффективности может быть достигнут оптимизацией маршрута полета. Комплекс-

ное исследование вопросов навигационно-временного обеспечения показало, что одним из перспективных подходов к решению проблемы повышения точности навигационных определений является разработка интегрированных систем навигации (ИСН) на основе инерциальных и спутниковых технологий.

Первое направление повышения топливной эффективности магистральных пассажирских самолетов, как правило, связывают с созданием двигателей нового поколения. В их число входят силовые установки, работающие на криогенном топливе. В работе [1] были проведены весовой и экономический анализы возможности применения сжиженного природного газа (СПГ) на примере существующего самолета Ту-204 (нереализованный проект Ту-206).

В качестве второго направления обычно рассматривается применение эффективных компоновочных схем [2–5] для новых воздушных судов (ВС). В этой связи выделим работу [6], в которой рассмотрена одна из наиболее перспективных, по мнению авторов, компоновочных схем будущих магистральных пассажирских самолетов – «смешанное крыло-фюзеляж», получившая за рубежом название Blended Wing Body (BWB). В указанной работе [6] была рассмотрена возможность использования этой схемы для ВС на СПГ и на сжиженном водороде. Достаточно привлекательной и перспективной схемой будущих пассажирских самолетов также считается двухфюзеляжная схема [7].

В предлагаемом исследовании главное внимание уделяется третьему направлению улучшения топливной эффективности ВС транспортной категории на базе существующих схем за счет усовершенствования их

аэродинамических свойств. Главный показатель для этого направления – коэффициент аэродинамического качества $K = c_{ya}/c_{xa}$, где c_{ya} и c_{xa} – коэффициенты подъемной силы и сопротивления. Существуют разные пути по увеличению аэродинамического качества. В настоящее время с этой целью используются аэродинамические компоновки самолетов с крыльями умеренной стреловидности ($\chi \approx 30^\circ$) и со сверхкритическими профилями нового поколения. Такие профили в сечениях крыла имеют относительную толщину в пределах $\bar{c} = 12-15\%$, что повышает прочностные и жесткостные характеристики и позволяет достигать удлинения до $\lambda = 8-10$. На сегодняшний день именно такие крылья обеспечивают максимальную аэродинамическую эффективность на крейсерских скоростях полета 840–900 км/ч.

Аэродинамическое качество, близкое к максимальному $K_{\max} = c_{ya K_{\max}}/c_{xa}$ обычно реализуется в крейсерском полете при оптимальных значениях коэффициентов подъемной силы и сопротивления. Для магистральных пассажирских самолетов, разработанных в последние годы, значения $c_{ya K_{\max}} = 0,5-0,6$. Но при этом значительную трудность представляет выполнение требования обеспечения запаса по числам M и значениям c_{ya} до начала появления опасных аэроупругих явлений. Отработка аэродинамики крыла при таких значениях c_{ya} и числах Маха $M = 0,8-0,9$ требует больших затрат для проведения длительных экспериментальных исследований и широкого применения компьютерных методов вычислений и моделирования аэродинамических параметров, что сделать на этапе оперативной концептуальной оценки достаточно трудоемко и сложно.

Более простым и эффективным способом для исследования возможности повышения аэродинамического качества на начальном этапе проектирования является уменьшение аэродинамического сопротивления самолета.

На крыло магистрального самолета приходится около 60 % аэродинамического сопротивления всего самолета [8], которое на дозвуковой скорости состоит из профильного и индуктивного

$$c_{xa} = c_{xa\text{проф}} + c_{xa\text{инд}} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda e}, \quad (1)$$

где c_{xa0} – коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе; λ – удлинение крыла, e – коэффициент Освальда, учитывающий характер распределения подъемной силы вдоль размаха.

Увеличение удлинения λ , а также оптимизация сужения крыла η и угла стреловидности χ , влияющие на коэффициент e , являются эффективным способом снижения c_{xa} за счет уменьшения индуктивного сопротивления [9, 10].

Главный фактор, препятствующий увеличению удлинения, связан с обеспечением необходимой жесткости крыла. На магистральных самолетах со стреловидными крыльями, выполненными из традиционных алюминиевых сплавов, удлинение не превышает 9–10 единиц. С применением композиционных материалов (КМ), отличающихся большей жесткостью и меньшей плотностью, это ограничение может быть пересмотрено. Так, новый российский среднемагистральный самолет МС-21 имеет композитное крыло с удлинением $\lambda = 11,5$ и является своего рода рекордсменом среди пассажирских ВС по параметру «физическое удлинение» $\lambda_{\text{физ}} = \lambda / \cos \chi$.

Однако увеличение удлинения крыла, особенно для крупногабаритных перспективных самолетов, затруднено еще и тем, что авиационные компании фактически ограничивают размах крыла из-за установленных в аэропортах размеров стояночных площадок и мест посадки пассажиров [11]. На рис. 1 приведены данные по размаху крыльев и их удлинению для самолетов транспортной категории за последние 50 лет и значения максимального размаха крыльев в аэропортах различной категории по классификации ARC (Airport Reference Code) и различных категорий самолетов по классификации ADG (Airplane Design Group), согласно которой по размаху крыла они подразделяются на 6 групп: $l_I < 15$ м; $15 \text{ м} < l_{II} < 24$ м; $24 \text{ м} < l_{III} < 36$ м; $36 \text{ м} < l_{IV} < 52$ м; $52 \text{ м} < l_V < 65$ м; $65 \text{ м} < l_{VI} < 80$ м. Самолеты с размахом крыла более 80 м требуют уже

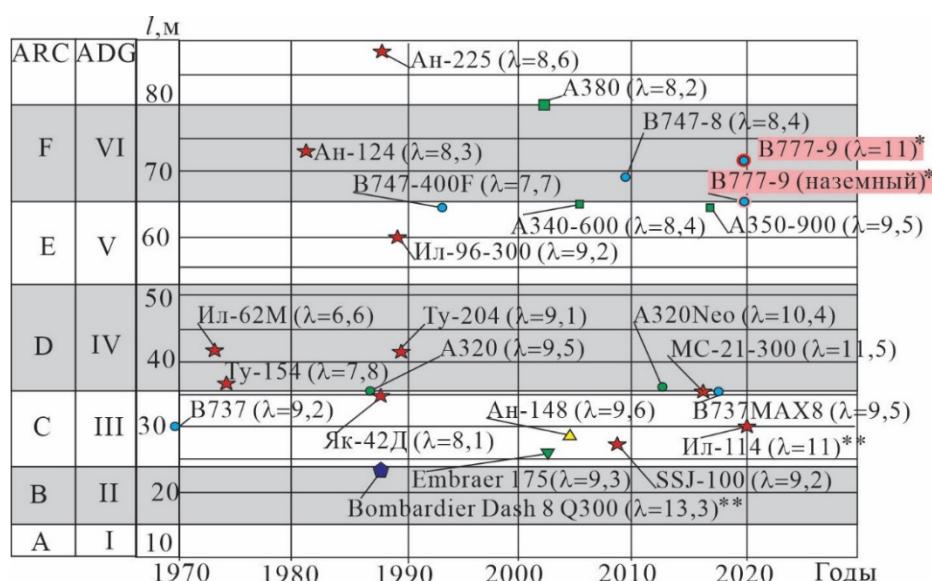


Рис. 1. Размах крыльев самолетов и категории аэропортов и самолетов¹ (в скобках приводится удлинение крыла)

* Для самолета Boeing 777-9 показаны два размаха: «наземный» и «летный».

** Самолет имеет прямое крыло

Fig. 1. Aircraft wingspan and the categories of airports and aircraft¹
(Aspect ratio of an airfoil is in brackets)

* For the Boeing 777-9, two wingspans are shown: “ground” and “flight”/

** Aircraft has the straight wing

специальных аэродромов. В этой связи при стремлении увеличить размах крыла могут потребоваться специальные технические решения для преодоления этих ограничений.

Свежим примером в этой проблеме является решение, использованное фирмой Boeing на новых самолетах Boeing 777X, спроектированных на базе Boeing 777-300ER. Самолеты семейства Boeing 777X, к которым относятся Boeing 777-8 и Boeing 777-9, имеют крыло, выполненное из КМ, и на нем применены складывающиеся законцовки консолей (рис. 2). При взлете, в полете и при посадке такие законцовки в разложенном состоянии обеспечивают размах $l = 71,76$ м (позиция слева) и площадь крыла в плане составляет $S = 466,8$ м², а в сложенном «наземном» состоянии (позиция справа) – $l = 64,85$ м и $S = 427,8$ м².

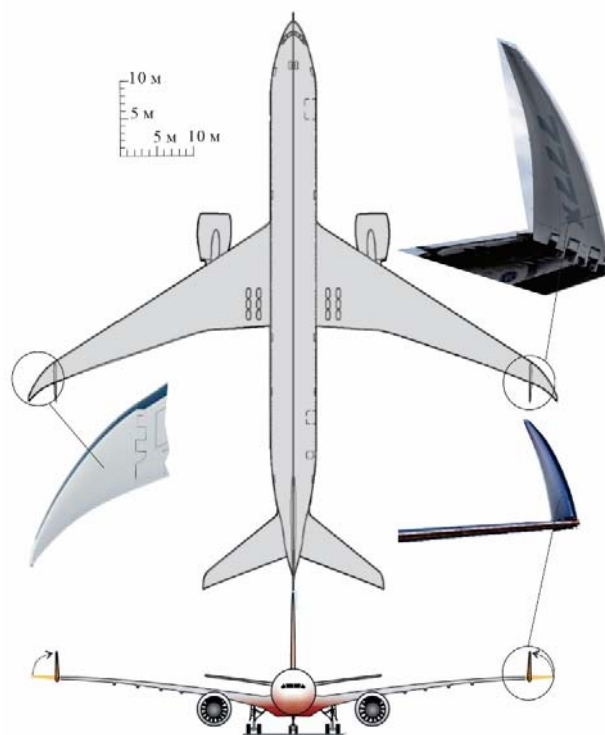


Рис. 2. Схема самолета Boeing-777-9 со складывающимися законцовками²

Fig. 2. Layout of the Boeing 777-9 folding wingtips²

¹ All the World's Aircraft. Jane's Publishing [Электронный ресурс] // URL: <https://janes.migavia.com> (дата обращения: 11.07.2022).

² Boeing [Электронный ресурс] // URL: <https://www.boeing.com/777x/reveal/twitter-922798339946622976/> (дата обращения: 11.07.2022).

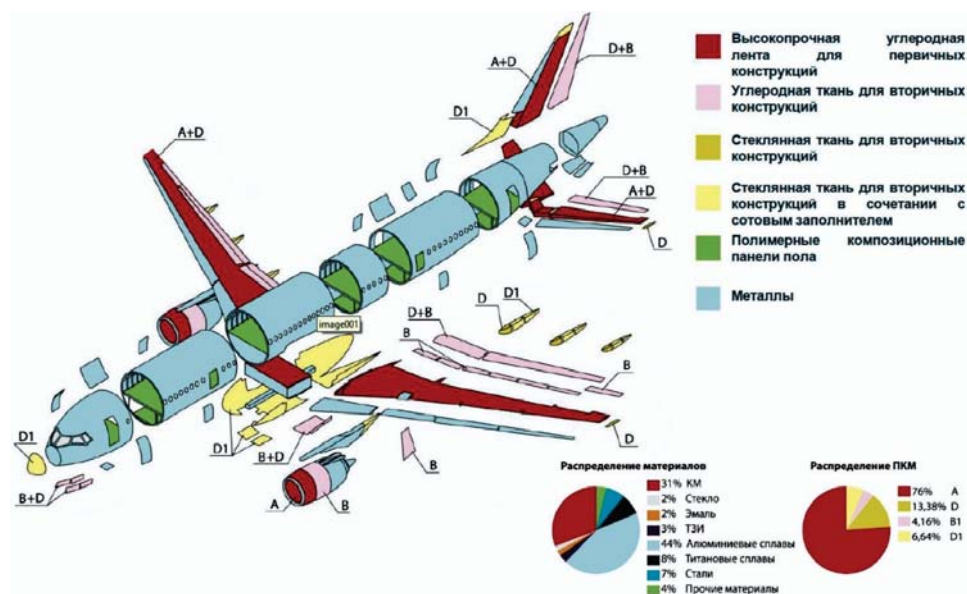


Рис. 3. Схема технологического членения и распределение материалов в планере самолета MC-21 (по материалам презентации ОАК)

Fig. 3. Diagram of the technological segmentation and the material distribution in the airframe of the MC-21 (based on the materials of the UAC presentation)

Таким образом, для обоснования применения такого подхода требуется рассмотрение двух задач. Первая – это переход на конструкции крыльев из КМ, что позволит увеличить удлинение крыла без потери жесткости; вторая – применение (при необходимости) устройств, уменьшающих размах крыла, связанных с ограничениями в аэропорту (см. рис. 1).

Опыт применения КМ на пассажирских самолетах XXI века существенно возрос. Самолеты компаний Boeing (B-787), Airbus (A-350) содержат в конструкции уже около 50 % КМ. При этом удлинение крыла у Boeing 787 составляет $\lambda = 11$, а у A-350 – $\lambda = 9,03$. Достаточно «скромное» по композитным меркам удлинение крыла A-350, видимо, связано с тем, что ВС находится на пределе категории «Е», а применять складывающиеся законцовки его создатели посчитали нецелесообразным. В настоящее время завершаются сертификационные испытания двух самолетов с крыльями из КМ: это уже упомянутый Boeing 777X в варианте 777-9 с $\lambda = 11$, а также российский MC-21 с $\lambda = 11,5$ (рис. 3). В конструкции этих самолетов около 40 % КМ. По мнению разработчиков MC-21, благодаря крылу из КМ и большому удлинению

его топливная эффективность должна достигнуть рекордной величины 16,5 г/пасс. км.

Но увеличение удлинения крыла не является единственным эффективным способом уменьшения индуктивного сопротивления самолета. Это достигается также применением законцовок крыла с особыми формами, часто называемыми винглетами. Однако их использование, как правило, также связано с увеличением размаха крыльев.

Рассмотрим вторую проблему – уменьшение габаритов самолета на аэродроме. Главным образом это связано с размахом крыла. Так, для летательных аппаратов специального назначения давно применяются складные крылья. Ближе всего к рассматриваемой теме подобные решения используются на самолетах палубной авиации, позволяющие уменьшить габариты при размещении и хранении на судне. На рис. 4 показан палубный истребитель Су-33 с узлами складывания консолей крыла и горизонтального оперения.

В конце 1990-х годов на цифровой модели самолета Boeing-777-200 было проанализировано его крыло, относящееся к категории Е ($l < 65$ м), с возможностью уменьшения размаха за счет узлов складывания до категории D



Рис. 4. Су-33 с узлами складывания консолей крыла и горизонтального оперения
Fig. 4. Su-33 with the half-wing and the horizontal stabilizer folding assembly units

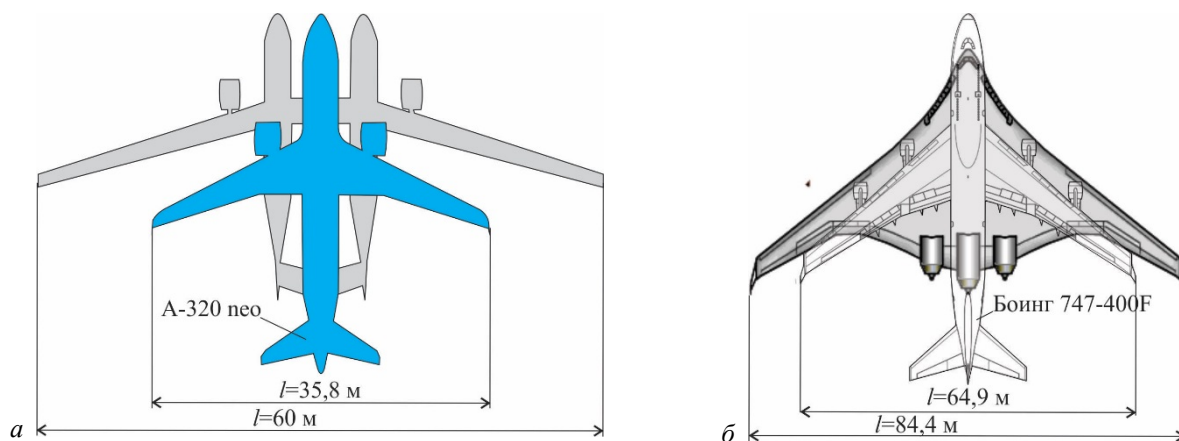


Рис. 5. Существующие и перспективные самолеты одинаковой дальности и пассажировместимости с большей топливной эффективностью: а – А320neo и его двухфюзеляжный аналог [7]; б – Boeing 747 и самолет со смешанным крылом-фюзеляжем [6]

Fig. 5. Current and advanced aircraft of the equal range and passenger capacity with greater fuel efficiency: а – А320neo and its twin-fuselage prototype [7]; б – Boeing 747 and the mixed wing-fuselage aircraft [6]

($l < 52$ м). Это позволило бы размещать ВС в ангарах, предназначенных для самолета DC-10.

Уже упомянутые выше перспективные схемы – двухфюзеляжная (рис. 5, а) и «смешанное крыло-фюзеляж» (рис. 5, б) – также отличаются существенно большим размахом крыла по сравнению с традиционными самолетами, и в них тоже может потребоваться складывание концевых частей крыльев, которые выходят за допустимые габариты в существующих аэропортах.

Главная цель данной работы связана с повышением топливной эффективности ВС за счет увеличения удлинения крыла при переходе на композитную конструкцию, а также применение в случае необходимости складывающихся законцовок крыла.

Оценка влияния проектных изменений на взлетную массу

Для концептуального начального анализа новых инвестиционных проектов с целью получения надежных результатов с минимальными трудозатратами в данной работе рассматривается методика, которая строится на применении данных уже проверенных проектов (базовых самолетов). Для оценки эффективности нового проекта, как и в предыдущих работах этого направления [1, 6, 12], воспользуемся подходом, основанным на анализе чувствительности максимальной взлетной массы (МВМ) к начальным измене-

ниям проектных параметров (весовых, аэродинамических и других). Вновь отметим важность работ [13–16], в которых были разработаны основы этого подхода, который назывался «метод коэффициентов роста». Концептуальная оценка нового проекта считается допустимой, если она обеспечивает получение результатов с точностью 10–15 %, и в таких пределах может выполняться варьирование проектных параметров.

Далее будем использовать аналогичные обозначения параметров, как и в [6]. МВМ самолета представляется в виде четырех функциональных компонент:

$$m = \sum_{i=1}^4 m_i = m_{к.п} + m_{сy} + m_{т.с} + m_{ц}, \quad (2)$$

$$m = m_{ц} / (1 - \bar{m}_{к.п} - \bar{m}_{сy} - \bar{m}_{т.с}); \quad m = m_{индeр} / (1 - \bar{m}_{деp}). \quad (3)$$

Отметим, что в каждой конкретной проектной ситуации такой постановки задачи массы $m_{индeр}$ и $m_{деp}$ могут быть разные.

В соответствии с рассматриваемым подходом конечное изменение взлетной массы при начальном (локальном) изменении i -й функциональной массы Δm_{i0} , вызванном проектным изменением, составит

$$\Delta m = \frac{\partial m}{\partial m_i} \Delta m_{i0} = \mu_{mi} \Delta m_{i0}, \quad (4)$$

где μ_{mi} – коэффициент чувствительности взлетной массы (КЧВМ).

В работах [1, 6, 15] показано, что при условии сохранения летно-технических характеристик, как у базового самолета, КЧВМ составляет:

– для функциональных масс, зависящих от m :

$$\mu_{m_{ц}} = \mu_{m_{к.п}} = \mu_{m_{сy}} = \mu_{m_{т.с}} = \mu_m = \frac{1}{\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{сy} + \bar{m}_{т.с}) c_{xa\phi} / c_{xa}}. \quad (7)$$

Весовой анализ конструкции

В случае отсутствия информации по относительной массе $\bar{m}_{к.п}$ для вычисления μ_m

где $m_{к.п}$ – масса конструкции планера; $m_{сy}$ – масса силовой установки, связанная с массой двигателей $m_{дв}$ соотношением $m_{сy} = k_{сy} m_{дв}$; $m_{т.с}$ – масса топливной системы, связанная с массой топлива m_t соотношением $m_{т.с} = k_{тс} m_t$; $m_{ц}$ – масса целевой нагрузки, включающей коммерческую нагрузку $m_{ком}$, а также экипаж, питание и другое, доставляемое на борт непосредственно перед вылетом ($m_{серв}$). К $m_{ц}$ также отнесено все несъемное снаряжение и различное оборудование – $m_{об.сн}$.

Запись функциональных масс в относительном виде $\bar{m}_i = m_i / m$ позволяет получить известное уравнение существования самолета, а также его вариант при использовании понятий независимой (известной) – $m_{индeр}$ и зависимой (неизвестной) – $m_{деp}$ составляющих массы от МВМ:

$$\mu_{mi} = 1 / \left[\bar{m}_{ц} - \Delta \bar{m}_i + (\bar{m}_{сy} + \bar{m}_{т.с}) c_{xa\phi} / c_{xa} \right], \quad (5)$$

– для функциональной массы, независимой от m :

$$\mu_m = 1 / \left[\bar{m}_{ц} + (\bar{m}_{сy} + \bar{m}_{т.с}) c_{xa\phi} / c_{xa} \right], \quad (6)$$

где $c_{xa\phi}$, c_{xa} – коэффициенты аэродинамического сопротивления фюзеляжа и всего самолета.

Величины $\Delta \bar{m}_i$ в (5), относящиеся к относительным массам начальных изменений функциональных составляющих, обычно значительно меньше остальных слагаемых, поэтому часто ими можно пренебречь, и тогда КЧВМ по всем функциональным массам будут одинаковы:

могут применяться полуэмпирические зависимости, обычно называемые весовыми формулами. Для оценки массы крыла, которое является в данном исследовании основным

объектом, воспользуемся достаточно хорошо проверенной в течение нескольких десятиле-

тий и скорректированной с учетом сегодняшних реалий весовой формулой из работы [3]

$$\bar{m}_{кр} = \frac{n_y^p \lambda \psi 0,022 \sqrt[4]{m}}{p_0 \bar{c}_0^{0,75} (\cos \chi_{0,25})^{1,5}} (0,85 + \frac{\bar{c}_0 / \bar{c}_k - 1}{\eta + 3}) k_1 + \frac{4,5 k_2 k_3}{p_0} + 0,01, \quad (8)$$

где n_y^p – расчетная перегрузка, $p_0 = mg / S$ – удельная нагрузка на крыло; η – сужение крыла; $\chi_{0,25}$ – угол стреловидности по линии четверти хорды; $\bar{c}_0$, $\bar{c}_k$ – относительные толщины профиля в корневом и концевом сечениях; ψ – коэффициент, учитывающий разгрузку крыла изгибающими моментами от топлива и сосредоточенных грузов на крыле:

$$\psi = 0,92 - 0,5 \bar{m}_t - 0,1 k_{дв}, \quad (9)$$

$k_{дв}$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей (в данном случае для двигателей на крыле $k_{дв} = 1$); k_1 – коэффициент, учитывающий ресурс крыла, обычно $k_1 = 1,1$ (далее будут приводиться только те коэффициенты, которые используются для самолетов рассматриваемого класса, для других эти коэффициенты можно найти в [3, 17]); k_2 – коэффициент, учитывающий используемый вид механизации крыла ($k_2 = 1,5$); k_3 – коэффициент, учитывающий вид герметизации топливных баков ($k_3 = 1,1$).

Проведем оценку массы крыла самолета Boeing 777-300ER, используя следующие исходные данные: $m = 351,5$ т; $S = 427,8$ м²; $n_y^p = 3,75$; $\bar{c}_0 = 0,14$; $\bar{c}_k = 0,09$; $\lambda = 9,8$; $\chi_{0,25} = 32^\circ$; $\psi = 0,68$; $\eta = 6,1$. В результате получим: $\bar{m}_{кр} = 0,11$, что согласуется со статистикой для современных пассажирских самолетов [3–5, 18] $\bar{m}_{кр} = 0,1–0,12$. Для остальных агрегатов планера воспользуемся статистическими данными: фюзеляж – $\bar{m}_ф = 0,1–0,12$; оперение – $\bar{m}_{оп} = 0,016–0,02$; шасси – $\bar{m}_{ш} = 0,04–0,06$. И тогда можно принять, что

$$\bar{m}_{к.п} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_ф + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш} = 0,11 + 0,11 + 0,02 + 0,04 = 0,26.$$

К сожалению, надежные весовые формулы для оценки масс агрегатов планера из КМ пока отсутствуют, и для этого обычно используют корректировочные коэффициенты. Первоначальные оценки снижения массы металлических силовых конструкций при переходе на КМ составляли до 40 %, но по мере накопления опыта проектирования и эксплуатации таких конструкций применительно к магистральным пассажирским самолетам эта цифра заметно снизилась: до 20 % [19, 20], 12–14 % [21] и 8,7–12 % [22].

Учитывая наличие многих материалов в конструкции (рис. 3), такой разброс вполне очевиден. В этой связи предлагается подход, построенный на методике работы В.А. Комарова [23], в которой для агрегатов планера самолета была предложена следующая универсальная структура весовой формулы:

$$m_i = \frac{\phi}{\bar{\sigma}} C_K PL, \quad (10)$$

где ϕ – коэффициент полноты массы (учитывает реальный прирост к теоретической массе из-за наличия стыковочных и несилевых элементов в конструкции, отклонения от оптимального распределения материала в пользу простоты и технологичности конструкций и прочие добавки); $\bar{\sigma}$ – удельная прочность основного конструкционного материала, используемого в агрегате; C_K – коэффициент силового фактора, учитывающий особенности внешней формы конструкции, ее силовой схемы и распределения нагрузки, P , L – характерная нагрузка и характерный размер рассматриваемого агрегата.

При оценке ϕ обычно используют статистические данные на основе уже существую-

щих конструкций. Для нахождения C_K в общем случае рекомендуется использовать высокоточное математическое моделирование на основе МКЭ и численных методов аэродинамики [24, 25]. Но в ряде случаев можно применить и аналитическую оценку C_K , как это было сделано, например, в работе [26] при концептуальном прогнозе массы фюзеляжа в случае перехода на КМ.

При анализе массы крыла в работах В.А. Комарова было предложено в качестве P использовать максимальную нагрузку, воспринимаемую крылом $P = n_y^p mg$, а в качестве характерного размера – $L = \sqrt{S}$. Но, поскольку в рассматриваемой задаче в качестве главного исследуемого проектного параметра выступает удлинение крыла, для того чтобы ослабить влияние параметра L на C_K , в качестве характерного размера предлагается использовать расстояние от плоскости симметрии самолета до средней аэродинамической хорды крыла z_a , которая для трапецевидного крыла выражается через размах и сужение [27]:

$$z_a = \frac{l}{6} \left(1 + \frac{1}{\eta + 1} \right). \quad (11)$$

Окончательный вид формулы для оценки массы всего крыла

$$m_{кр} = \frac{\varphi}{\sigma} C_K n_y^p m_{МВМ} g z_a. \quad (12)$$

Наиболее сложными параметрами при вычислениях по этой формуле являются φ , C_K , а также σ , поскольку крыло содержит широкий набор материалов с разными плотностями и допускаемыми напряжениями (рис. 3). Объединим в формуле (12) эти три параметра в один, обозначив его как $\beta_{км} = \frac{\varphi}{\sigma} C_K$. И тогда, если для уже существующего самолета известна масса его композитного крыла, с помощью вычисленного параметра $\beta_{км}$ можно будет спрогнозировать

массу крыла нового создаваемого самолета подобного класса, но уже с другими размерами и нагрузкой:

$$m_{кр км} = \beta_{км} n_y^p m_{МВМ} g z_a. \quad (13)$$

Оценка массы устройства, обеспечивающего отклонение законцовок крыла

Очевидно, что введение устройства для уменьшения размеров крыла на аэродроме неизбежно приведет к начальному росту массы крыла: во-первых, вследствие нарушения непрерывности силовых элементов и в районе узла складывания потребуется силовая вставка массой $m_{вст}$; во-вторых, потребуется механизм с приводом для складывания с массой $m_{мех.скл}$; в третьих, необходим элемент, обеспечивающий фиксацию законцовок в крайних положениях, массу которого обозначим $m_{мех.штыр}$. Принципиальная схема этого устройства, как это сделано на примере Boeing 777-9, приведена на рис. 6.

Итак, масса всего устройства, связанная со складыванием законцовок, составит

$$m_{скл} = m_{вст} + m_{мех.скл} + m_{мех.фикс}. \quad (14)$$



Рис. 6. Схема системы складывания законцовки крыла³

Fig. 6. Layout of the wingtip folding system³

³ Aviation week [Электронный ресурс] // aviationweek. URL: <https://aviationweek.com/commercial-aviation/boeing-777x-prototype-wingtip-tests-begin> (дата обращения: 01.03.2022).

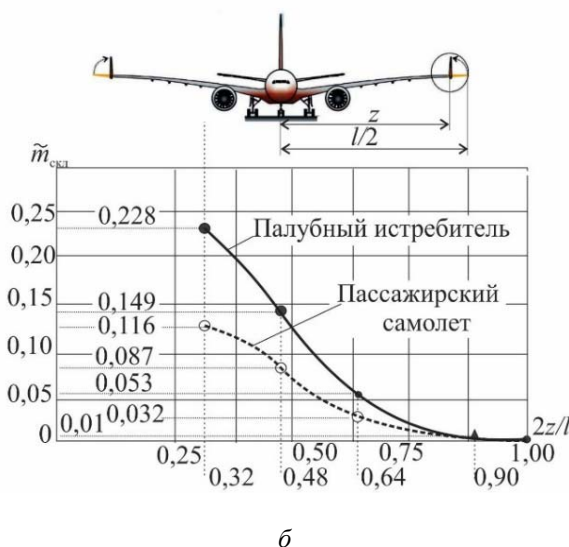
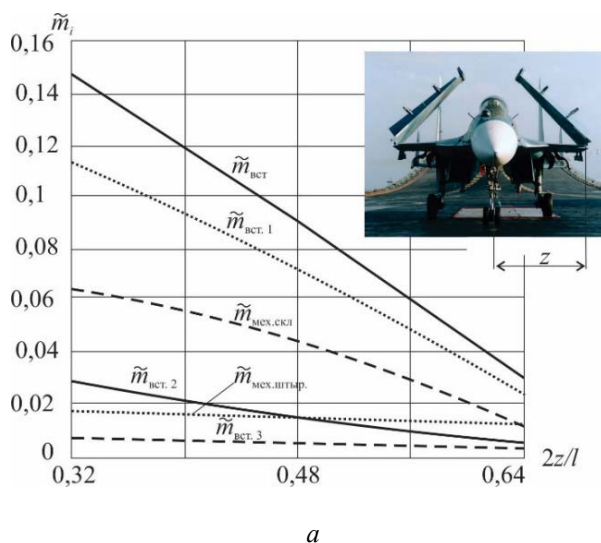


Рис. 7. Относительные массы элементов устройства для складывания по размаху крыла кессонной силовой схемы: *а* – для палубного истребителя [28]; *б* – относительные массы всего устройства для истребителя [28] и пассажирского самолета

Fig. 7. Mass fractions of device elements for folding along the wingspan of the torsion-box structural layout: (*a*) for the deck-based fighter [28]; (*b*) mass fractions of the whole device for the fighter [28] and the passenger aircraft

Оценка этих масс – сложная и достаточно самостоятельная задача. В работах [28, 29] были получены зависимости, необходимые для вычисления всех составляющих в (14), на примере конструкции с поворотом законцовки вокруг оси, параллельной продольной оси самолета, как это было сделано на палубном истребителе Су-33 (рис. 4). В указанных работах расчет проводился для трех положений узла складывания $\bar{z} = 2z/l$: 0,32; 0,48 и 0,64. Воспользуемся этой же методикой, предполагая, что в рассматриваемом случае конструкция складываемой законцовки выполнена по силовой схеме, в которой 80 % изгибающего момента воспринимается панелями, а 20 % – лонжеронами. Дополнительно введем следующие обозначения масс элементов силовой вставки, состоящей из: поясов двух силовых нервюр ($m_{вст.1}$) и их стенок ($m_{вст.2}$), а также фитингов с проушинами ($m_{вст.3}$). Обозначим отношение масс рассмотренных элементов к массе исходного крыла $\tilde{m}_i = m_i / m_{кр}$. На рис. 7, *а* приводятся значения $\tilde{m}_i$ для палубного истребителя Су-33, а на рис. 7, *б* – значения относительной массы узлов складыва-

ния для истребителя и пассажирского самолета в зависимости от места расположения узла по размаху – $2z/l$. Пересчет массы элементов силовой вставки для пассажирского самолета выполнен с помощью коэффициента $k_{n_y^p} = n_{y^p}^{\text{Истр.}} / n_{y^p}^{\text{Пасс.сам.}}$, учитывающего разные значения расчетных перегрузок для этих двух типов самолетов $k_{n_y^p} = 12 / 3,75$, на которые должны рассчитываться эти конструкции. Расчет масс $m_{мех.скл}$, $m_{мех.фикс}$ проводился аналогично, как и в [28].

Для самолета Boeing 777-9 узел складывания находится на расстоянии $\bar{z} = 0,9$, и согласно рис.7, *б* он будет иметь относительную массу $\tilde{m}_{скл} \approx 0,01$.

Наряду с поворотом законцовок относительно оси, параллельной оси самолета, может применяться и более сложная кинематика складывания. Одним из таких альтернативных вариантов является телескопическое выдвижение законцовок. В работе [30] было показано весовое и аэродинамическое преимущество такого способа изменения размаха крыла. Однако для рассматриваемого класса самолетов из-за наличия кессон-баков

Таблица 1
Table 1

Оценивание величины индуктивного сопротивления крыла
Wing induced impedance value evaluation

Параметр	l , м	S , м ²	$\chi_{п.к}$, °	η	λ	z_a , м	c_{xai}	c_{xa}	Δc_{xa} , %
Boeing 777-300ER	64,8	427,8	33	5,4	9,5	10,8	0,0141	0,0521	-7,3
Boeing 777-9	71,8	466,8	33	5	11	12	0,0102	0,0483	

в неподвижной части крыла телескопический способ раскладывания крыла может привести к уменьшению объема баков.

Проектировочная оценка аэродинамического совершенства крыла самолета

Как следует из формулы (2), удлинение крыла λ непосредственно оказывает существенное влияние на величину индуктивной составляющей аэродинамического сопротивления.

Коэффициент Освальда e , который обеспечивает пересчет на эффективное удлинение, можно определить, используя выражение из [4]:

$$e_v = 4,61(1 - 0,045\lambda^{0,68})(\cos \chi_{le})^{0,15} - 3,1. \quad (15)$$

Проанализируем с точки зрения аэродинамического сопротивления, что дает перевод базового самолета Boeing 777-300ER с металлическим крылом и удлинением $\lambda = 9,5$ на крыло с большим удлинением за счет применения КМ – $\lambda = 11$ (как это сделано на Boeing 777-9). В табл. 1 приводятся необходимые данные для расчета индуктивного сопротивления крыла с использованием формул (1) и (15). При вычислении c_{ya} рассматривался крейсерский полет при осредненной массе самолета, соответствующей выработке топлива на 40 %:

$$c_{ya} = \frac{2m(1 - 0,4\bar{m}_T)g}{\rho V^2 S}. \quad (16)$$

Для оценки полного лобового сопротивления самолета использовались данные исследований, проведенные в [8, 31], согласно которым доля индуктивного сопротивления для рассматриваемого класса самолетов составляет около 27 % от общего сопротивления самолета.

Как видно, увеличение удлинения на $\Delta\lambda = 1,5$ приводит к уменьшению индуктивного сопротивления примерно на 27,7%, а общего лобового сопротивления самолета – на 7,3%.

Эффект влияния винглетов с высотой $h_{\text{винглет}}$ можно учесть с помощью эмпирического соотношения из работы [4], корректирующего удлинение крыла:

$$\lambda_{\text{eff}} = \lambda(1 + 1,9h_{\text{винглет}}/l). \quad (17)$$

И тогда для оценки индуктивного сопротивления можно использовать более общую формулу

$$c_{xa \text{ инд}} = \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda e w}, \quad (18)$$

где w – коэффициент, учитывающий наличие винглетов $w = 1 + 1,9h_{\text{винглет}}/l$. При отсутствии винглетов $h_{\text{винглет}} = 0$ и $w = 1$.

Численные исследования

Boeing 777-9. Для реализации предлагаемой методики по концептуальной оценке эффективности новых проектных решений, связанных с конструкцией крыла, вначале рас-

смотрим в качестве первого примера самолет Boeing 777-300ER с двигателями GE90-115B, на базе которого создан Boeing 777-9. Этот самолет имеет вместимость до 426 человек (в конфигурации с двумя классами), и, по оценке его создателей, он по топливной эффективности на 20 % лучше своего предшественника.

По сравнению с базовым самолетом на анализируемом новом варианте самолета применяются двигатели GE9X-105B1A, которые обеспечивают снижение затрат топлива на 10 % за счет новых конструкторских решений. Композиционное крыло нового самолета (рис. 2), по сравнению с базовым 777-300ER, имеет размах на 7 метров больше и площадь, большую на 7 %.

$$\mu_m = \frac{1}{\bar{m}_c + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{т.с} c_{xa\phi} / c_{xa}} = \frac{1}{0,33 + 0,06 + 0,35 \times 0,25} = 2,13. \quad (19)$$

Далее на новом самолете по аналогии с Boeing 777-9 увеличим размах крыла до 71,8 м, а площадь до 466,8 м², что будет соответствовать $\lambda = 11$. Для такого металлического крыла, согласно (8), его масса составила бы 42,8 т. Применение КМ внесет изменение в начальную массу на величину $\Delta m_{кр \Delta \lambda КМ 0}$.

Кроме того, появится начальная масса за счет узла складывания, которая, согласно проведенным выше исследованиям (рис.6, б), составит 1 % от массы крыла базового самолета – $\Delta m_{кр скл 0} \approx 0,4$ т. И наконец, еще одна начальная добавка массы в конструкции – за счет увеличения длины фюзеляжа $\Delta l_\phi = 76,7 - 73,9 = 2,8$ м. Массу фюзеляжа нового самолета увеличим пропорционально его длине, тогда для базового самолета эта добавка составит $\Delta m_{\phi 0} = \Delta l_\phi m_\phi / l_\phi = 2,8 \times 351 \times 0,096 / 73,9 = 1,28$ т.

Большее удлинение крыла за счет снижения индуктивного сопротивления в данной постановке задаче обеспечит уменьшение МВМ за счет снижения массы топлива. Это можно учесть, если, рассматривая основной

Зная из опубликованных данных по базовому самолету, что $m = 351,5$ т, $m_{пуст} = 168,7$ т, $m_t = 114$ т, $m_{дв} = 2 \times 8,25$ т, $m_{п.н} = 68,5$ т, из условия $\sum_{i=1}^4 \bar{m}_i = 1$ можно определить значения всех четырех относительных масс функциональных составляющих: $\bar{m}_{к.п} = 0,26$ (эта масса была вычислена выше); $\bar{m}_{cy} = 0,06$; $\bar{m}_{т.с} = 0,35$; $\bar{m}_{ц.н} = 0,33$ (в этих расчетах было принято, что $k_{cy} = 1,28$, а $k_{т.с} = 1,08$). При этом будем исходить из установки уже готового двигателя GE9X (то есть силовая установка попадает в категорию независимых масс от МВМ). С учетом этого скорректируем формулу (8) для вычисления КЧВМ и, приняв $c_{xa\phi} / c_{xa} = 0,25$, получим

(крейсерский) участок полета, принять во внимание пропорциональную связь с массой топлива, а следовательно и сопротивлением (двигатель рассматривается уже готовый), $\Delta m_{т 0} / \Delta c_{xa} = k_{т кр} m_t / c_{xa}$, и тогда начальное изменение топлива за счет изменения сопротивления

$$\Delta m_{т \Delta c_{xa 0}} = k_{т кр} m_t \Delta c_{xa} / c_{xa}, \quad (20)$$

где $k_{т кр}$ – статистический коэффициент, учитывающий долю массы топлива, расходуемого на крейсерском режиме полета к общей массе топлива $k_{т кр} = m_{т кр} / m_t$. В результате суммарное начальное изменение массы нового самолета составит

$$\Delta m_0 = \Delta m_{кр \Delta \lambda КМ 0} + \Delta m_{кр скл 0} + \Delta m_{\phi 0} + \Delta m_{т \Delta c_{xa 0}}. \quad (21)$$

Из условия, что МВМ нового самолета осталась на уровне базового, следует, что $\Delta m_0 = 0$, и тогда из уравнения (21), задав-

Таблица 2
Table 2

Анализ изменений индуктивного сопротивления и масс пассажирских самолетов
Analysis of changes of induced impedance and passenger aircraft masses

Самолеты	МС-21-300		SSJ-100		Ту-204/214		Ил-96-300	
	Базовый	+винглеты	Базовый	Крыло из КМ	Базовый	Крыло из КМ	Базовый	Крыло из КМ + законцовки
l , м	35,9	35,9	27,8	31	40,9	46	60,1	67,1
$l_{\text{азр}}$, м	—	35,9	—	31	—	46	—	64,9
S , м ²	113	113	83,8	83,8	184,2	184,2	391,6	391,6
$\chi_{\text{п.к}}$, °	28	28	32/27,5	32/27,5	33	33	32	32
λ	11,5	11,5	9,22	11,5	9,1	11,5	9,2	11,5
η	4,37	4,37	3,25	3,25	2,9	2,9	3,5	3,5
z_a , м	7,1	8*	5,7	6,4	8,6	9,6	12,2	13,7
$c_{\text{ха инд}}$	0,0076	0,0063**	0,0079	0,00502	0,0085	0,0058	0,0104	0,00781
$c_{\text{ха}}$	0,0281	0,0266	0,0295	0,0266	0,0319	0,0291	0,0386	0,0361
$\Delta c_{\text{ха}}$, %	-5,3		-9,83		-8,78		-6,5	
m , т	79,25	?	49,45	?	102,72	?	250	?
m_t , т	16	?	10	?	22,5	?	80	?
$m_{\text{кр}}$, т по (9)	6	—	4,7	—	12,9	—	28,5	—
$m_{\text{кр}}$, т по (14)	—	6,8	—	3,4	—	10,5	—	28,9
$\beta_{\text{км}}$, т/(т м ² /с ²)	—	0,00029	—	0,00029	—	0,00029	—	0,00023
$\Delta m_{\text{кр } \Delta \lambda \text{ КМ } 0}$, т	—	0,8	—	-1,3	—	-2,3	—	0,4
$\Delta m_{\text{кр скл } 0}$, т	—	0	—	0	—	0	—	0,3
$k_{\text{т кр}}$	0,6	—	0,7	—	0,7	—	0,78	—
$\Delta m_{\text{т } \Delta c_{\text{ха } 0}}$, т по (19)	—	-0,6	—	-0,6	—	-1,2	—	-4
μm по (8)	1,13	—	1,32	—	1,22	—	1,32	—
Δm , т	0,23		-2,54		-4,54		-4,45	
Δm_t , т по (21)	-0,56		-0,94		-2,08		-6,3	
$\Delta m_t / m_t$ 100%	-3,54		-9,5		-9,2		-6,3	

* При подсчете z_a для анализа массы крыла МС-21 с винглетами они разворачиваются в плоскость крыла и рассматривается крыло с новым условным размахом $l = 35,9 + 4,8 = 40,7$ м.

** В соответствии с формулой (18).

поскольку $k_{\text{т кр}} = 0,8$, можно найти $\Delta m_{\text{кр } \Delta \lambda \text{ КМ } 0} = 4,8$ т, а затем, используя (13), и $\beta_{\text{км}} = 0,000234$ т/(т м²/с²).

Анализ российских самолетов. Далее рассмотрим численные примеры по улучшению топливной эффективности российских

самолетов за счет совершенствования аэродинамики путем применения КМ в крыле и его элементах. В качестве базовых рассматриваются существующие ВС: среднемагистральный МС-21, региональный SSJ-100, ближнесреднемагистральный Ту-204/214 и дальнемагистральный широкофюзеляжный

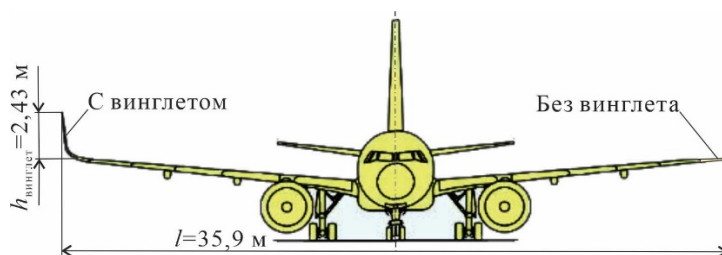


Рис. 8. Вид самолета МС-21 без винглета (справа) и с винглетом (слева)
Fig. 8. Aircraft MC-21 view without the winglet (starboard) and with the winglet (port)

самолет Ил-96-300. В табл. 2 приведены параметры этих ВС для оценки их версий с новыми крыльями из КМ.

Предполагается, что новые самолеты должны остаться в той же категории ADG по размаху крыла ($l_{\text{аэр}}$). Для упрощения постановки задачи принято, что новые версии ВС имеют одинаковые с базовыми: площадь, сужение и стреловидность. В таблицу также включены данные, необходимые для последующего весового анализа рассматриваемых ВС и оценке их топливной эффективности. При этом считается, что удельная нагрузка на крылья новых самолетов при увеличении удлинения не возрастает, а тяговооруженность остается не меньше, чем у базовых.

Для удешевления новых проектов предполагается, что изменения в базовых ВС коснутся только крыла и топливной системы. В этой связи КЧМ, согласно выражению (6) и балансу относительных масс, примет следующий вид:

$$\mu_m = \frac{1}{1 - (\bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_T c_{xa \text{ кр}} / c_{xa})}. \quad (22)$$

Как уже было отмечено выше, в соответствии с исследованием [8] доля сопротивления крыла составляет 60 % от всего сопротивления самолета ($c_{xa \text{ кр}} / c_{xa} = 0,6$).

Изменение в расходе топлива подсчитывается согласно [12] по формуле

$$\Delta m_T = \Delta m_{T0} + \bar{m}_T (1 - c_{xa \text{ ф}} / c_{xa}) \Delta m. \quad (23)$$

МС-21. Сертифицируемый в настоящее время среднемагистральный МС-21 пока существует без винглетов, поэтому для него рассмотрим вариант крыла с тем же размахом, но с винглетами, как на самолете Airbus A320Neo, имеющих высоту $h_{\text{винглет}} = 2,43$ м (рис. 8).

По информации из интернет-ресурсов, самолет МС-21 имеет композиционное крыло с массой $m_{\text{кр}} \approx 6$ т. Это позволяет найти значение параметра $\beta_{\text{км}}$ для данного класса самолетов. Из формулы (13) следует, что $\beta_{\text{км}} = m_{\text{кр км}} / (n_y^p m g z_a) = 6/3,75/79,25/9,8/7,1 = 0,00029$ т/(т м²/с²). Для крыла с винглетами из табл. 2 значение $z_a \approx 8$ м, подсчитаем его новую массу $m_{\text{кр км}} = 6,8$ т. Тогда $\Delta m_{\text{кр } \Delta \lambda 0} = 0,8$ т, а начальное снижение массы топлива за счет меньшего сопротивления согласно (19) $\Delta m_{T \Delta c_{xa0}} = -0,6$ т. Таким образом, взлетная масса практически не изменится, но расход топлива при этом снизится на 3,5 %.

Ил-96-300, Ту-204/214, SSJ-100. Новые версии самолетов с $\lambda = 11,5$ для Ту-204/214 и SSJ-100 остаются в тех же категориях аэропортов по размаху крыла, а Ил-96 получается с размахом крыла $l = 67,1$ м, что на 2,1 м превышает допустимый размах для категории Е. В этой связи потребуются применение складных законцовок крыла общей длиной 2,5 м. Вычисленные значения КЧМ по (22), а Δm_0 по (21) позволяют оценить общее изменение МВМ, а затем по (23) определить и изменение затрат топлива. При этом параметр $\beta_{\text{км}}$, учитывая категории самолетов, для новых версий

Ту-204/214 и SSJ-100 брался аналогичным, как для MC-21 $\beta_{\text{км}} = 0,00029 \text{ т}/(\text{т м}^2/\text{с}^2)$, а для Ил-96 – как для самолета Boeing 777-9 $\beta_{\text{км}} = 0,000234 \text{ т}/(\text{т м}^2/\text{с}^2)$.

Выводы

1. Показана общая тенденция применения крыльев большого удлинения из композиционных материалов – как возможного эффективного направления увеличения топливной эффективности будущих магистральных пассажирских самолетов.

2. На основе анализа чувствительности взлетной массы базового самолета к проектным изменениям, а также универсальной весовой формулы В.А. Комарова предложена методика оценки массы крыла из КМ.

3. Методика расчета массы устройства складывания консолей крыла, разработанная для самолетов палубного базирования в работе [28], адаптирована и применена для оценки массы узлов складывания законцовок крыла пассажирских самолетов.

4. Выполнена концептуальная оценка топливной эффективности для самолетов Ил-96-300, Ту-204/214 и SSJ-100 в случае применения композитных крыльев с удлинением 11,5 (для самолета на базе Ил-96 также и складывающихся законцовок), а также установки винглетов на самолет MC-21. При этом отмечается снижение средних затрат топлива: MC-21 – на 3,5 %; SSJ-100 – на 9,5 %; Ту-204/214 – на 9,2 %; Ил-96 – на 6,3 % (табл. 2).

Список литературы

1. Кретов А.С., Глухов В.В. Альтернативное топливо в транспортной авиации и оценка эффективности его применения // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 4–13.

2. Антуфьев Б.А. и др. Влияние компоновочной схемы на массу силовой конструкции перспективных магистральных пас-

сажирских самолетов большой дальности // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1996. № 1. С. 9–15.

3. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

4. Raymer D.P. Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 2018. 1062 p.

5. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 2013. 440 p.

6. Кретов А.С., Глухов В.В. О применении интегральной компоновочной схемы для «криогенных» самолетов транспортной категории // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 11–23.

7. Ma Y., Elham A. Twin-fuselage configuration for improving fuel efficiency of passenger aircraft [Электронный ресурс] // Aerospace Science and Technology. 2021. Vol. 118, no. 2021. ID: 107000. DOI: 10.1016/j.ast.2021.107000 (дата обращения: 01.03.2022).

8. Бюшгенс Г.С. и др. Аэродинамика и динамика полета магистральных пассажирских самолетов. Москва-Пекин: Издательский отдел ЦАГИ – Авиа-Издательство КНР, 1995. 772 с.

9. Рябков В.И., Тиняков Д.В. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2011. Т. 52. С. 41–48.

10. Тиняков Д.В. Интегрированное формирование геометрических параметров системы несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования самолетов транспортной категории // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2012. Т. 53. С. 27–35.

11. Куприков М.Ю., Максимов С.В. Влияние инфраструктурных ограничений на облик перспективного дальнемагистраль-

ного самолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1999. № 1. С. 52–55.

12. Kretov A. Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2021. Vol. 93, no. 9. Pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256

13. Дракин И.И. Влияние изменений весовых и аэродинамических характеристик конструкций на полетный вес летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1960. № 1. С. 52–62.

14. Политковский В.И., Бадягин А.А. О коэффициенте увеличения стартовой массы ЛА // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1966. № 1. С. 161–164.

15. Гоголин В.П. Определение коэффициента роста изменений взлетного веса при реализации изменений веса конструкции // Труды КАИ. 1973. Вып. 160. С. 11–14.

16. Гоголин В.П. К задаче разрешения противоречий между весом и сопротивлением частей самолета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1974. № 1. С. 13–16.

17. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. 648 с.

18. Kundu A.K. Aircraft design. New York: Cambridge University Press, 2010. 648 p. DOI: 10.1017/CBO9780511844652

19. Дмитриев В.Г. О создании ближне-среднего магистрального самолета нового поколения // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 7. С. 3–12.

20. Green J.E. Greener by Design – the Technology Challenge // The Aeronautical Journal. 2002. Vol. 106, no. 1056. Pp. 57–113. DOI: 10.1017/S0001924000095993

21. Чернышев С.Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиастроении // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2013. № 1. С. 3–10.

22. Замула Г.Н., Колесник К.А. Весовая и топливная эффективности применения композиционных материалов в авиаконструкци-

ях // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 2. С. 12–19.

23. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31–39.

24. Гуменюк А.В., Комаров В.А. Критерий силового совершенства конструкции крыльев // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2003. № 6. С. 24–30.

25. Комаров В.А., Лукьянов О.Е. Многодисциплинарная оптимизация параметров крыла грузового самолета // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 3. С. 3–15.

26. Кретов А.С., Шатаев П.А. К оценке массы фюзеляжа самолета при переходе на композиционные материалы // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 17–26.

27. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: справочник. М.: Машиностроение, 1982. 149 с.

28. Ярыгина М.В., Попов Ю.И. Формирование весовой формулы складного крыла // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2012. № 2. С. 8–12.

29. Попов Ю.И., Ярыгина М.В. Методика весового анализа складного крыла самолета палубного базирования [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2011. № 43. 23 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24860> (дата обращения: 01.03.2022).

30. Вейсхаар Т., Комаров В.А., Шахов В.Г. Телескопические крылья: весовая и аэродинамическая эффективность // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2009. № 2. С. 10–18.

31. Тиняков Д.В. Определение углов геометрической крутки местных хорд трапециевидного крыла на основе коэффициента роста индуктивного сопротивления // Авиационно-космическая техника и технология. 2014. № 2 (109). С. 39–45.

References

1. **Kretov, A.S., Glukhov, V.V.** (2021). Alternative fuel in transport aviation and estimation of its application efficiency. *Russian Aeronautics*, vol. 64, no. 3, pp. 365–375. DOI: 10.3103/S1068799821030016
2. **Antufiev, B.A. et al.** (1996). Influence of the layout scheme on the mass of the load structure of promising long-range passenger aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 9–15. (in Russian)
3. **Poghosyan, M.A., Liseytshev, N.K., Sagittarius, D.Yu. et al.** (2018). Aircraft Design: Textbook for Universities, in Pogosyan M.A. (Ed.). 5th ed. pererab. i dop. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)
4. **Raymer, D.P.** (2018). Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 1062 p.
5. **Torenbeek, E.** (2013). Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes. Chichester: John Wiley and Sons, 440 p.
6. **Kretov, A.S., Glukhov, V.V.** (2022). Application of integrated layout for “cryogenic” transport category aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 11–23. (in Russian)
7. **Ma, Y., Elham, A.** (2021). Twin-fuselage configuration for improving fuel efficiency of passenger aircraft. *Aerospace Science and Technology*, vol. 118, no. 2021, ID: 107000. DOI: 10.1016/j.ast.2021.107000 (accessed: 01.03.2022).
8. **Bushgens, G.S. et.al.** (1995). Aerodynamic and Dynamic of Long-Haul Aircraft. Proceedings of the TsAGI and Avia PRC. Moscow-Beijing: Izdatelskiy otdel TsAGI – Avia-Izdatelstvo KNR, 772 p. (in Russian)
9. **Riabkov, V.I., Tiniakov, D.V.** (2011). The method of forming the geometric parameters of lifting surfaces of aircraft transport category based on particular criteria and integral indicators of their effectiveness. *Otkrytyye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii*, vol. 52, pp. 41–48. (in Russian)
10. **Tiniakov, D.V.** (2012). Integrated generation of the lift system surfaces geometric parameters on the preliminary designing stage of transport category airplanes. *Otkrytyye informatsionnyye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii*, vol. 53, pp. 27–35. (in Russian)
11. **Kuprikov, M.Yu., Maksimov, S.V.** (1999). Influence of infrastructure restrictions on the appearance of a promising long-range aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 52–55. (in Russian)
12. **Kretov, A.** (2021). Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 93, no. 9, pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256
13. **Drakin, I.I.** (1960). Influence of changes in the weight and aerodynamic characteristics of structures on the flight weight of an aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 52–62. (in Russian)
14. **Politkovsky, V.I., Badyagin, A.A.** (1966). On the Coefficient of Increasing the Launch Mass of the Aircraft. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 161–164. (in Russian)
15. **Gogolin, V.P.** (1973). Determination of the coefficient of growth of changes in take-off weight during the implementation of changes in the weight of the structure. *Trudy KAI*, issue 160, pp. 11–14. (in Russian)
16. **Gogolin, V.P.** (1974). On the problem of resolving contradictions between the weight and drag of aircraft parts. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, no. 1, pp. 13–16. (in Russian)
17. **Yeger, S.M., Mishin, V.F., Liseytshev, N.K. et al.** (2005). Aircraft design: Textbook for Universities. Moscow: Mashinostroyeniye, 648 p. (in Russian)
18. **Kundu, A.K.** (2010). Aircraft design. New York: Cambridge University Press, 648 p. DOI: 10.1017/CBO9780511844652
19. **Dmitriyev, V.G.** (2012). The approach to the construction of the medium haul aircraft of

the next generation. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 7, pp. 3–12. (in Russian)

20. **Green, J.E.** (2002). Greener by Design – the Technology Challenge. *The Aeronautical Journal*, vol. 106, no. 1056, pp. 57–113. DOI: 10.1017/S0001924000095993

21. **Chernyshev, S.L.** (2013). New stage of application of composite materials in aircraft manufacturing. *Problemy mashinostroyeniya i avtomatizatsii*, no. 1, pp. 3–10. (in Russian)

22. **Zamula, G.N., Kolesnik, K.A.** (2018). Weight savings and fuel efficiency due to composites application in aerostructures. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 2, pp. 12–19. (in Russian)

23. **Komarov, V.A.** (2000). Mass analysis of aircraft structures: Theoretical foundations. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 1, pp. 31–39. (in Russian)

24. **Gumenyuk, A.V., Komarov, V.A.** (2003). Wing load-bearing upgrade criteria. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 6, pp. 24–30. (in Russian)

25. **Komarov, V.A., Lukyanov, O.E.** (2018). Multidisciplinary optimization of the cargo airplane wing parameters. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 3, pp. 3–15. (in Russian)

26. **Kretov, A.S., Shataev, P.A.** (2020). Preliminary assessment of the weight of the aircraft fuselage as a result of the transition to composite materials. *Russian Aeronautics*, vol. 63, no. 3, pp. 386–396. DOI: 10.3103/S1068799820030034

27. **Mikeladze, V.G., Titov, V.M.** (1982). Basic geometric and aerodynamic parameters of aircraft and missiles: Handbook. Moscow: Mashinostroyeniye. (in Russian)

28. **Yarygina, M.V., Popov, Yu.I.** (2012). Development of the weight formula for a folding wing. *Russian Aeronautics*, vol. 55, no. 2, pp. 120–126. DOI: 10.3103/S106879981202002

29. **Popov, Yu.I., Yarygina, M.V.** (2011). Method of folding wing weight analysis. *Trudy MAI*, no. 43, 23 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24860> (accessed: 01.03.2022). (in Russian)

30. **Weisshaar, T., Komarov, V.A., Shakhov, V.G.** (2009). Telescopic wings: weight and aerodynamic efficiency. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 2, pp. 10–18. (in Russian)

31. **Tiniakov, D.V.** (2014). The adjusted method of the determination of the angles of geometrical twist of trapezoidal wing based the induced drag growth factor. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, no. 2 (109), pp. 39–45. (in Russian)

Сведения об авторах

Кретов Анатолий Степанович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры проектирования самолетов Нанкинского университета аэронавтики и астронавтики, kretov-ac@mail.ru.

Тиняков Дмитрий Васильевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры гражданской авиации Нанкинского университета аэронавтики и астронавтики, tinyakov_dm@mail.ru.

Шатаев Павел Александрович, магистр науки и техники, соискатель Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева, pasha-taev@yandex.ru.

Information about the authors

Anatoly S. Kretov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Aircraft Design Chair, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, kretov-ac@mail.ru.

Dmytry V. Tinyakov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Civil Aviation Chair, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, tinyakov_dm@mail.ru.

Pavel A. Shataev, Master of Science, External Doctorate Student of the Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, pashataev@yandex.ru.

Поступила в редакцию 29.09.2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 29.09.2022
Accepted for publication 23.03.2023

УДК 623.746.-519

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-91-105

Обзор целевых объектов применения беспилотных летательных аппаратов, работающих в составе группы

А.И. Селин¹, И.К. Туркин¹

¹*Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия*

Аннотация: В настоящее время большое количество фирм, в том числе и в России, занимается разработкой в сфере беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Это объясняется стремлением к уменьшению человеческого труда в различных сферах деятельности, в частности связанных с большим риском для жизни и здоровья. Все это ведет к постоянному расширению спектра задач применения беспилотных аппаратов. Большой интерес к проблемам группового применения БПЛА показывает актуальность выбранной темы исследования. В рамках разработки метода определения проектных параметров беспилотного самолета, учитывая функционирование в группе аппаратов, авторы провели анализ результатов в этой области. Постановке задачи формирования облика как концептуальной характеристики аппарата предшествует анализ целевых объектов применения группы БПЛА. В статье рассмотрены различные целевые объекты применения групп аппаратов. Результат анализа целевых объектов может быть заложен в основу вывода о предъявляемых требованиях к проектированию данного класса БПЛА. Элементом новизны работы, по сравнению с работами других специалистов, является обобщение материалов опыта достижений в области разработки БПЛА, работающих в составе групп, а также выявление основных сценариев их применения при выполнении спецопераций.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, группа аппаратов, рой, сценарии применения, критерии проектирования.

Для цитирования: Селин А.И., Туркин И.К. Обзор целевых объектов применения беспилотных летательных аппаратов, работающих в составе группы // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 2. С. 91–105. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-91-105

Review of target objects for the group-operated unmanned aerial vehicles application

A.I. Selin¹, I.K. Turkin¹

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

Abstract: Currently, the big number of companies, and specifically in Russia, is engaged in designing unmanned aerial vehicles (UAV). It is caused by the tendency to reduce human labor in various fields of activity, in particular, associated with a great risk to life and health. All these factors lead to the steady growth of different-type missions for the UAV application. Urgency of the research generates considerable interest towards the issues of the UAV application. As part of developing a method for determining UAV design parameters, the author analyzed the results in this domain, considering the operation in a group of aircraft. In order to propose a conceptual aircraft solution for designing a model, the analysis of target objects for the UAV group application was conducted. The article considers various target objects for the application of UAV groups. The result of the analysis for target objects can form the basis for the conclusion involved with the imposed requirements for the design of this UAV class. Compared to other specialists' articles, this paper is distinguished by synthesizing the achievements in the sphere of group-operated UAV design, as well as by establishing the basic trends for their application while conducting warfare.

Key words: unmanned aerial vehicle, group of aircraft, swarm of drones, application trends, design criteria.

For citation: Selin, A.I., Turkin, I.K. (2023). Review of target objects for the group-operated unmanned aerial vehicles application. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 2, pp. 91–105. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-2-91-105

Введение

В настоящее время наиболее перспективными считаются тактические объединения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в группы или рой. Такое объединение позволяет децентрализовать управление, увеличить эффективность, снизить время выполнения операции за счет равномерного распределения задач в группе. Все это позволит уменьшить затраты на выполнение задачи без уменьшения эффективности. При этом стоит отметить, что достижения искусственного интеллекта и микропроцессорной техники позволяют наделить аппараты должным уровнем автоматизации в рамках выполнения общей целевой задачи. Такое объединение заимствовано из окружающего нас мира. После организации дронов в группу или рой, где у каждого летательного аппарата есть собственная система управления, их действия в группе контролируются одним оператором либо программным обеспечением с искусственным интеллектом (ИИ).

Таким образом, широкий диапазон задач, выполняемых небольшими БПЛА, работающими в составе группы, их относительная дешевизна, малая заметность по сравнению с БПЛА средних и тяжелых классов, а также высокая взаимозаменяемость отдельных БПЛА при выполнении операций, возможность обслуживания низкоквалифицированным персоналом делают исследования в данной области весьма перспективными.

Для повышения эффективности использования БПЛА имеются различные стратегические подходы. Например, переход на их групповое применение в рамках стратегии сетецентрического управления. Разработка теоретических основ применения БПЛА в составе группы логично продолжает идею повышения эффективности при уменьшении трудоемкости [1].

Ведущие мировые страны, в том числе и Россия, большое внимание уделяют развитию беспилотных авиационных технологий. Это объясняется современной тенденцией к автоматизации выполнения задач в различных сферах деятельности, в которых человек ис-

пытывает риск для жизни. Исходя из этого спектр задач, выполняемых комплексами с БПЛА, постоянно расширяется [2].

Большой интерес к проблемам группового применения БПЛА показывает актуальность выбранной темы исследования, что подтверждается наличием большого количества публикаций по теме применения аппаратов в составе групп, а также публикациями в средствах массовой информации об активном применении массированных атак аппаратов в ходе выполнения специальных задач в различных регионах присутствия.

При проектировании аппаратов, работающих в составе группы, необходимо учитывать взаимодействие аппаратов между собой, что приводит к применению специализированного оборудования связи и контроля взаимоположения, использовать подходы к наибольшему сокращению стоимости, сроков изготовления. Применяемые технологические процессы должны выполняться низкоквалифицированным персоналом и быть адаптированы к поточному типу производства. Требования, предъявляемые к проектированию аппарата должны учитывать влияние параметров шасси и количества аппаратов.

Анализ современной ситуации и перспектив разработки беспилотных самолетов, работающих в составе группы

В рамках разработки методики определения проектных параметров беспилотного аппарата, учитывая функционирование в группе, необходимо провести оценку критериев проектирования. Критерии проектирования могут быть определены из анализа требований, предъявляемых к выполнению операций, основанных на анализе целевых объектов. Был произведен анализ результатов в этой области. Рассматриваются различные проекты БПЛА, работающих в группах и в группах типа «рой».

Подобные работы, в частности, контролирует американское Управление перспективных научно-исследовательских проектов

в области обороны Defense Advanced Research Project. В октябре 2016 г. Минобороны Соединенных Штатов Америки (США) показало пилотирование роя БПЛА, состоящего из 103 мини-беспилотников Perdix.

Каждый из них весил около 290 граммов, запуск был произведен с трех самолетов-носителей FA-18 Super Hornet на Калифорнийском испытательном полигоне Чайна-Лейк. Аппараты продемонстрировали более совершенные модели группового поведения, такие как коллективная выработка решений, адаптируемый (к обстановке) строй в воздухе и «самолечение», – заявили в Пентагоне. Военное ведомство США пояснило, что небольшие и недорогие автономные системы, такие как Perdix, могут выполнять задачи, для которых ранее необходимо было отправлять только крупные дорогостоящие аппараты.

Основой проекта «Стая-93» Военного учебно-научного центра ВВС России «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» являются самоорганизующиеся группы, состоящие из БПЛА СОМ-93. Боевой вес каждого изделия составляет 2,5 кг. Группа управляется ведущим БПЛА-лидером, а другие устройства держат контакт с ним через инфракрасные камеры. В случае потери ведущего аппарата-лидера его место занимает другой, который будет выполнять функцию руководителя.

Комплекс группового применения «Молния», макет которого был представлен на выставке «Армия-2020», представляет собой реактивные аппараты, запускаемые группой с самолета-носителя.

БПЛА имеет удлиненный фюзеляж, реактивный двигатель, складывающееся крыло. Применена технология снижения радиолокационной и тепловизионной заметности. Старт будет происходить с самолета-носителя с внешних подвесок, а также из бомбовых отсеков. Применение: высокоточное поражение целей, разведка, целеуказание.

В проекте Low Cost Unmanned Aerial Car Swarming Technology, разработанном Управлением военно-морских исследований США, каждый БПЛА имеет стоимость около 15000 долларов и полностью автономен. Оператор

контролирует формирование группы, однако после запуска группа аппаратов работает в автономном режиме как рой¹. БПЛА спроектированы по самолетной схеме. Старт осуществляется с помощью катапульт.

Кроме представленных БПЛА, согласно статьям Джека Ричардсона [3] от 16 февраля 2017 г. и генерал-лейтенанта Роберта Уолша [4], данная система может работать с БПЛА Coyote, изготовленными компанией Raytheon.

Также в интересах военно-промышленного комплекса США по заказу Управления перспективных исследовательских проектов Министерства обороны (DARPA) ведется разработка относительно недорогих самолетов Gremlins, запускаемых с пилотируемых самолетов-носителей (бомбардировщиков B-52 Stratofortress и B-1B Lancer, транспортных C-130 Hercules/Super Hercules) при полете на 12 200 м. Изделие под шифром X-61A может выполнять задания в составе группы и возвращаться на самолет-носитель. БПЛА имеет самолетную схему, способен развивать до 0,8 Мах (980 км/ч) и перевозить разведывательную аппаратуру и системы радиоэлектронной борьбы (РЭБ)².

Проект Perdix разработан MIT (США) в сотрудничестве с Office Strategic Capabilities и представляет собой сценарий группового использования военного БПЛА, созданного с применением аддитивных технологий.

С 2011 г. ведется разработка по проверке реализации идеи создания БПЛА для работы в группах, запускаемых с пилотируемых самолетов. Их основной задачей является создание помех в системах самонаведения ракет и противовоздушной обороны (ПВО)

¹ Aviation. The swarm! Low-cost unmanned aerial vehicle swarming technology (LOCUST) [Электронный ресурс] // SOFREP. by FighterSweep Staff, Mar 28 2017. URL: <https://sofrep.com/fightersweep/swarm-low-cost-unmanned-aerial-vehicle-swarming-technology-locust> (дата обращения: 30.04.2022).

² Беспилотник ВВС США Gremlins под маркой X-61A [Электронный ресурс] // GADGET, 2 октября 2019. URL: <https://24gadget.ru/1161069443-bespilotnik-vvs-ssha-gremlins-pod-markoj-x-61a-2-foto-video.html> (дата обращения: 30.04.2022).



Рис. 1. Внешний вид БПЛА из программы Cicada
Fig. 1. UAV appearance from the Cicada software system

противника. Первые испытания были проведены в 2016 г.

В программе «Ванкувер» (США) предусматривается разработка управляемой авиационной бомбы с возможностью группового взаимодействия. Возможно, аппараты автоматически будут определять вышеуказанные цели и обмениваться данными с другими устройствами об изменении траектории движения, заменять уничтоженные врагом аппараты и, возможно, смогут обходить ряд опасностей по своему желанию.

Программа *Vanguard* включает в себя проекты *Skyborg* (ведомые дроны для пилотируемой авиации), разработку экспериментальных спутников *Navigation Technology Satellite-3* и проект *Golden Horde*, предполагающие внедрение умных бомб, имеющих способность к групповому взаимодействию и частичную автономность.

Военные планируют производить аппараты CSDB-1 и CMALD, основанные на Small Diameter Bomb I (разработка Boeing) и Miniature Air-Launched Decoy (детище Raytheon). Боеприпасы оснастят бортовыми системами связи и более производительными процессорами, которые обеспечат «роевые» функции.

Исследовательская морская лаборатория США в рамках программы Cicada ведет работу над планирующими беспилотными аппаратами, внешний вид которых представлен на рис. 1. Данные изделия, согласно замыслам разработчиков, способны «роем» сбрасываться с высоколетящего носителя, после чего аппараты планируют к цели, определяя свое местоположение по GPS.

Цена производства аппарата Cicada составляет примерно 250 американских долларов. Первые испытания данной системы прошли 25 июля 2017 года. С высоты 2,5 км был сброшен «рой» беспилотников из 32 аппаратов, поставленная задача была успешно выполнена.

China Academy of Electronics and Information Technology (CAEIT) продемонстрировала барражирующие боеприпасы применяемые в группе, которые можно размещать как на колесном шасси Dongfeng Warrior, так и на летательных аппаратах или морском средстве базирования.

Судя по показанным кадрам, была использована модель БПЛА, разработанная на базе барражирующего боеприпаса CH-901 [3], имеющего самолетную схему с Х-образным оперением.

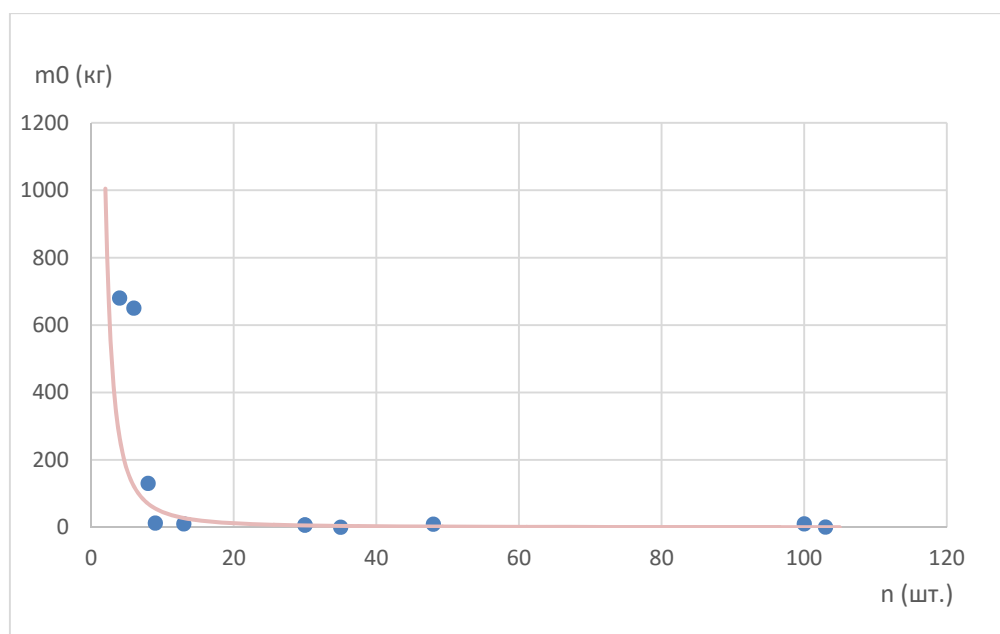


Рис. 2. Зависимость массы аппарата от количества БПЛА в группе
Fig. 2. Dependence of the aircraft mass on the UAV number in the group

Длина аппарата составляет 1,2 м, масса – 9 кг, скорость полета – около 150 км/ч. Радиус действия – 15 км, время полета – до 120 минут. Расстояние обнаружение цели до 2 км. Электрический двигатель, по заверениям разработчика, не производит излишнего шума. Данных о боевой части аппарата в настоящий момент нет.

Стоит отметить попытки нападения на авиабазы в Сирии, в которых применялись неизвестные группы БПЛА дальностью полета до 150 км, высотой полета до 4 км, производство которых выполнялось в кустарных условиях, что свидетельствует о возможности использования БПЛА некомпетентными людьми и к тому же в полевых условиях.

Рассмотрев различные БПЛА, работающие в составе группы, можно построить зависимости массы аппаратов от количества аппаратов в группе (рис. 2) и дальности в зависимости от массы аппарата (рис. 3), а также зависимость массы полезной нагрузки от стартовой массы аппарата (рис. 4).

При оценке вероятностей преодоления средств противодействия противника широко применялась информация, представленная в работах С.И. Макаренко, А.В. Тимошенко,

А.С. Васильченко [1, 5], где рассматриваются вопросы противодействия БПЛА, в том числе БПЛА, работающим в составе группы и эффективность преодоления средств противодействия.

Вопросы изучения эффективности, живучести средств ПВО в противостоянии БПЛА были рассмотрены в работах В.В. Ростопчина, С. Аминова, Д.В. Лопаткина и С.В. Шишкова. Впрочем, большинство этих работ посвящено отдельным частным аспектам теоретических исследований вышеуказанных вопросов и не отражает реального изменения тактики применения БПЛА за 2018–2020 гг. в военных противостояниях данного периода. Оценка эффективности применения групп БПЛА в период 2018–2020 гг. приведена в аналитической работе [6], из которой следует, что в условиях массированного применения БПЛА имеет место неадекватно низкий уровень боевой живучести зенитных ракетных пушечных комплексов (ЗРПК). Это показывает, что применение групп БПЛА оправданно при относительно низкой стоимости аппаратов.

Оценка эффективности комплексов с БПЛА рассмотрена в работе специалистов

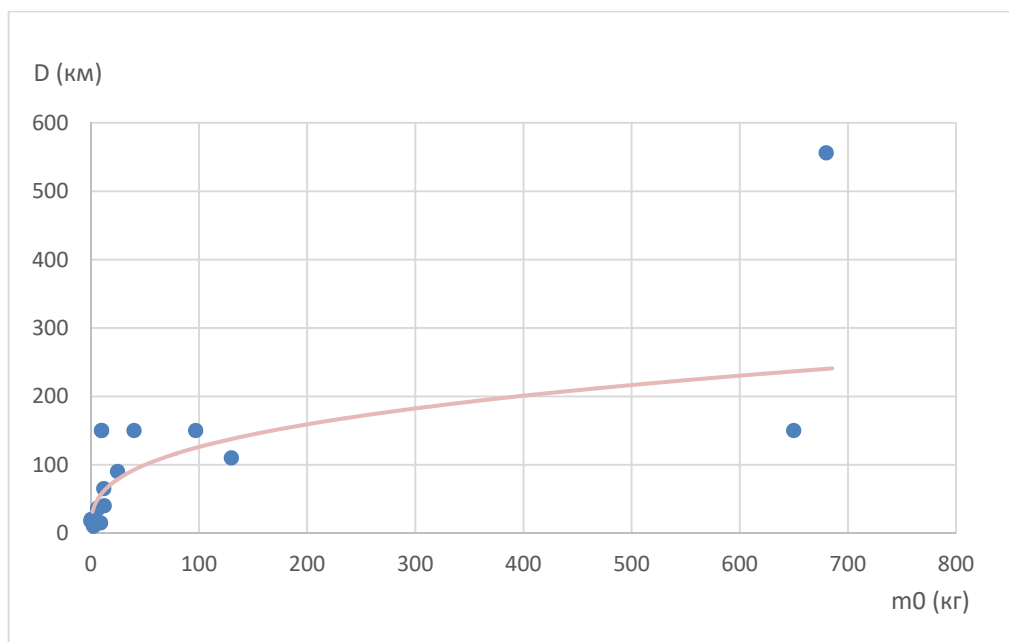


Рис. 3. Зависимость дальности полета от массы БПЛА, работающего в составе группы
Fig. 3. Dependence of a flight range on the UAV mass operating in a group

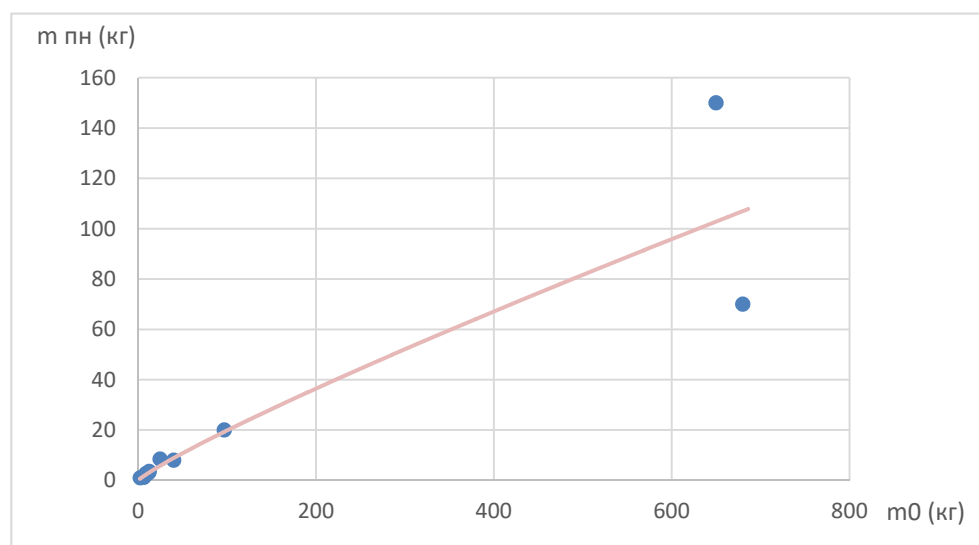


Рис. 4. Зависимость массы полезной нагрузки от стартовой массы БПЛА
Fig. 4. Dependence of the payload mass on the UAV launch mass

из академии им. Н.Е. Жуковского [7], где приведены основные операции по оценке эффективности.

Данные, приведенные в работах, представленных выше, позволяют сделать вывод о том, что применение групп БПЛА имеет высокую эффективность, а также что исследования на эту тему достаточно актуальны в настоящее время.

Целевые объекты применения

Решение задачи определения основных проектных параметров необходимо начать с рассмотрения объектов применения и факторов противодействия выполнению операции.

Исходя из анализа существующих БПЛА, работающих в группе, можно выбрать наибо-



Рис. 5. Спутниковые снимки мест размещения средств авиации [8]
Fig. 5. Satellite images of aviation facilities locations [8]

лее оптимальные критерии разработки этого вида аппаратов (низкая стоимость, малый вес и размеры, высокая маневренность, высокий уровень автоматизации, достаточная дальность полета, позволяющая запустить БПЛА без входа носителя в эффективную зону противодействия противника), что позволит, учитывая необходимую целевую эффективность, заложить базу для разработки методики проектирования.

Постановке задачи создания облика в качестве концептуальной характеристики аппарата предшествует анализ целевых объектов использования группы БПЛА. Основным целевым объектом применения рассматривается поражение площадных наземных и надводных целей, например центров принятия решений, аэродромов, мест расположения ЗРК, живой силы противника, КП управления и связи (административные здания и сооружения), мостов и путепроводов, крупных железнодорожных узлов, промышленных сооружений, предприятий топливно-энергетического комплекса (гидроэлектростанции, ТЭЦ, атомные электростанции и нефте- и газопроводы и т. д.), различных кораблей, в частности взлетно-посадочные палубы авианосцев. Поражение таких объектов осуществляется в рамках общей задачи по подрыву военно-экономического потенциала противника, как правило, в ходе выполнения первых воздушных опера-

ций и последующих боевых действий. Для каждого случая рассмотрим типовую обстановку и характеристики средств противодействия. В качестве дополнительных сценариев могут выступать поражение предприятий оборонной и химической промышленности. Не стоит забывать, что, кроме основного сценария, необходимо предусмотреть возможности выполнения других задач. Для этого можно рассматривать применение сменных комплектов целевых нагрузок, например средств обнаружения подводных лодок.

Из анализа целевых объектов определяются параметры эффективности операции, количество аппаратов в группе, потребная эффективность одного аппарата, дальность развертывания группы, масса и размер целевых грузов.

Рассмотрим поражение аэродромов и мест размещения авиации противника.

Наиболее уязвимыми при поражении аэродромов являются взлетно-посадочные полосы, открытые склады с горючим, топливозаправочные системы и открыто расположенные летательные аппараты. Их внешний вид представлен на рис. 5.

При планировании операции стоит учитывать многоуровневые средства защиты подобных объектов, такие как средства ПВО и РЭБ. Средства ПВО подробно рассмотрены далее.

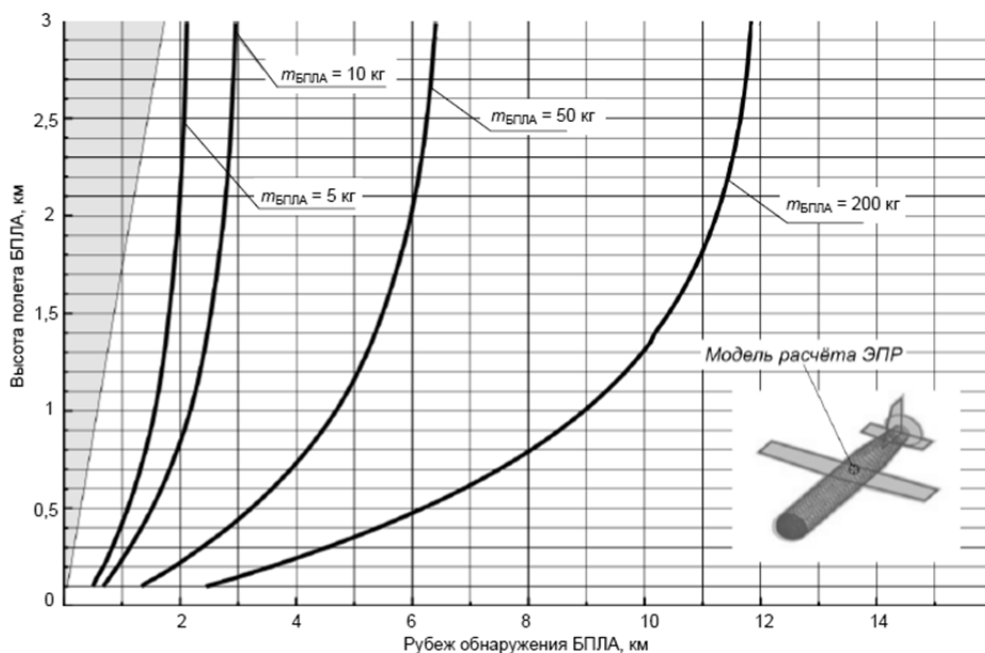


Рис. 6. Дальности обнаружения БПЛА для РЛС с $\lambda = 3$ см в зависимости от массы и габаритов [1]
Fig. 6. UAV detection range for a radar system with $\lambda = 3$ cm depending on the mass and dimensions [1]

В качестве средств обнаружения и борьбы могут быть рассмотрены средства обнаружения БПЛА (Mobile complex for detecting and protecting against unmanned aerial vehicles) предназначенные для автоматического обнаружения и идентификации радиосигналов БПЛА с характеристиками, приведенными в работе³.

Средства подавления обеспечивают создание пространственных барьеров от проникновений БПЛА на территорию объекта, обнаружив радиосигналы БПЛА, а затем устанавливая помехи в диапазоне частот управления каналами и (или) выбором оператора навигации сигналов: Beidou/Galileo/Glonass/GPS⁴.

³ Мобильная система обнаружения беспилотных летательных аппаратов «снегирь» [Электронный ресурс] // Военно-технический сборник «Бастион»: журнал оборонно-промышленного комплекса. URL: <http://bastion-karpenko.ru/snegir-antibla/> (дата обращения: 04.01.2022).

⁴ Мобильный комплекс обнаружения и защиты от беспилотных летательных аппаратов «скворец» [Электронный ресурс] // Военно-технический сборник «Бастион»: журнал оборонно-промышленного комплекса. URL: <http://bastion-karpenko.ru/skvorec-antibla/> (дата обращения: 04.01.2022).

В работе [1] приводятся дальности обнаружения малоразмерных БПЛА с помощью радиолокационных станций (РЛС) различного диапазона при различных показателях эффективной площади рассеяния (ЭПР):

для РЛС метрового диапазона:

- 8–14 км для БВС с ЭПР около $0,1 \text{ м}^2$;
- 0,1–1,5 км для БВС с ЭПР около $0,01 \text{ м}^2$;

для РЛС дециметрового диапазона:

- 9–16 км для БВС с ЭПР около $0,1 \text{ м}^2$;
- 0,8–2 км для БВС с ЭПР около $0,01 \text{ м}^2$;

для РЛС СМВ-диапазона:

- 12–25 км для БВС с ЭПР около $0,1 \text{ м}^2$;
- 1,4–2,8 км для БВС с ЭПР около $0,01 \text{ м}^2$.

На рис. 6 представлены теоретические дальности обнаружения типового БПЛА (параметры массы и габаритов определены на основе обработки статистических данных) для РЛС с длиной волны $\lambda = 3$ см, представленные в работе [1]. Диапазон ЭПР для исследуемых БПЛА составил $0,05\text{--}0,5 \text{ м}^2$.

В качестве основных средств поражения БПЛА выступают средства артиллерийского огня. Эти средства считаются наиболее перспективными против малогабаритных БПЛА в качестве перекрытия «мертвых зон» ракетных вооружений ЗРК ПВО [1].

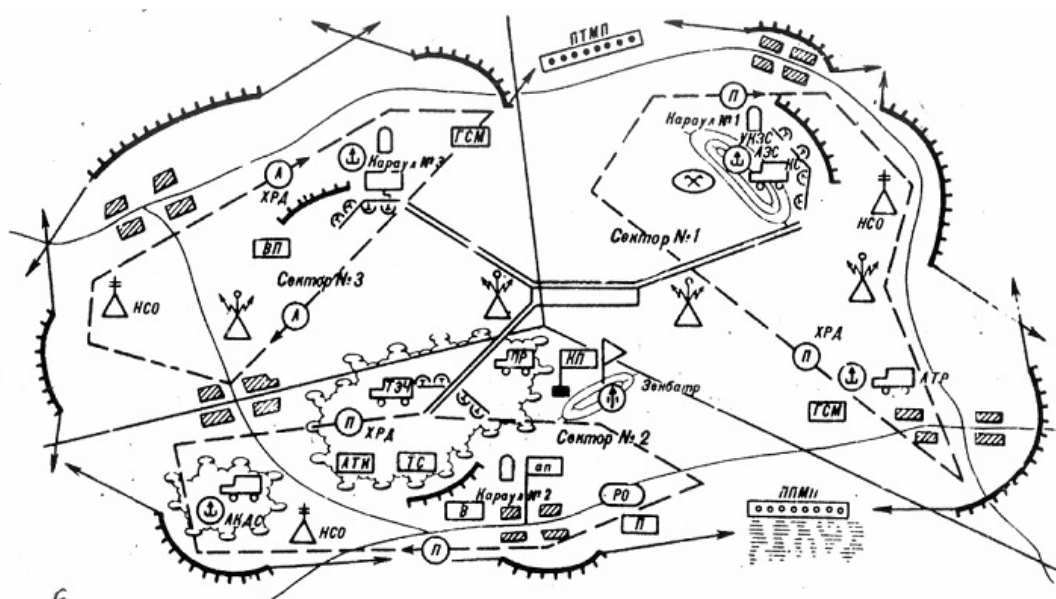


Рис. 7. Схематическое представление наземной обороны аэродрома¹:

П – пеший; НО – начальник наземной обороны; НСО – начальник сектора наземной обороны;
 ПР – подвижный резерв; А – автомобильный; ХРД – химический разведывательный дозор;
 ПТМП – противотанковое минное поле; ППМП – противопехотное минное поле

Fig. 7. Layout of the airfield ground defense⁵:

Π – dismounted; HO – ground defense officer-in-charge; HCO – ground defense sector officer-in-charge; ΠΠ – mobile reserve; A – automobile; ΧΡΔ – chemical reconnaissance patrol; ΠΤΜΠ – anti-tank minefield; ΠΠΜΠ – anti-personnel minefield

Вероятность поражения артиллерийскими снарядами БПЛА $P_{\text{пор}}$ может быть оценена по следующей формуле [1]:

$$P_{\text{пор}} = 1 - (1 - P_{\text{пор}} P_{\text{пор}1})^N, \quad (1)$$

где $P_{\text{поп}}$ – вероятность попадания снаряда в область гарантированного поражения БПЛА;

$P_{\text{пор } 1}$ – вероятность поражения БПЛА одним снарядом;

N – количество снарядов, выпущенных по БПЛА.

По данным работы [9], вероятность поражения БПЛА с ЭПР не менее $0,5 \text{ м}^2$ российскими зенитными артиллерийскими комплексами (ЗАК) и ЗРПК составляет $P_{\text{пор}} = 0,6 \dots 0,9$.

В качестве носителя группы аппаратов рассматривается применение колесного шасси, оснащенного пусковым оборудованием. Шасси доставляет группу аппаратов в точку старта, при этом не входит в зону обнаружения. Для определения безопасной зоны рас-

смотрим средства наземной обороны аэродромов.

Согласно работе [10], охранная и оборонная деятельность каждого аэродрома строится на основе общей охранной и оборонной системы тыла фронта и осуществляется по принципу гарнизона. Защита аэродрома от ударов воздушных средств противника выполняется в единой системе ПВО фронта.

Наземная оборона на рис. 7 формируется круговой и эшелонированной в глубину. Основной ее задачей является сохранение подходов к аэродрому – это дороги, благоприятные для боевых участков территории, а также защита основных объектов периферии [11].

Из автоматизированных средств обнаружения, представленных в работе⁵, интерес представляют следующие виды средств обнаружения:

⁵ Построение системы охраны аэропорта [Электронный ресурс]//URL: <https://www.fgupo-hrana.ru/upload/iblock/7ce/7ce44c2209c3a92c7c7e6edac0cfabc8.pdf> (дата обращения: 16.01.2022).

- волоконно-оптические средства обнаружения;
- сейсмические средства обнаружения;
- радиоэлектронные средства обнаружения (позволяют проводить обнаружение, а также распознавание как подвижных, так и неподвижных целей на расстоянии до 15 км).

Вероятность обнаружения диверсионной разведывательной группы (ДРГ) днем оценивается как 0,6–0,7, а ночью как 0,2–0,3 [12], что может быть использовано при оценке вероятности обнаружения носителя. Таким образом, наиболее оптимальным вариантом с точки зрения общей вероятности поражения заданного объекта является запуск БПЛА с носителя без вхождения в зону обнаружения.

Носимые РЛС могут производить обнаружение цели в виде одиночно движущегося человека с вероятностью 0,8 на дальности 7–8 км, а РЛС гранатометов (пулеметов), в случае отсутствия прямого наблюдения, обеспечивают огонь по обнаруженным целям с высокой эффективностью. Результаты стрельб гранатомета АГС-17 с радиолокационным прицелом «Фара-ВР» показывают, что вероятность поражения групповой цели на расстоянии 800 м составляет 0,88, а на расстоянии 1200 м вероятность составляет 0,6 [12].

Совместное применение средств обнаружения и охранного оборудования совместно с инженерными заграждениями увеличивает вероятность обнаружения противника в условиях ограничений видимости до 0,85–0,9 [12].

Что касается поражения взлетно-посадочных палуб авианесущей группировки, можно отметить, что БПЛА могут нанести частичное поражение как ЛА, находящимся на палубе, так и взлетно-посадочной полосе авианосца, что приведет к временной потере работоспособности группы.

Из результатов обработки статистических данных по боевым иностранным надводным кораблям, погибшим в военных конфликтах последнего времени, наиболее тяжелые последствия вызывает пожар на авианосцах. В практике эксплуатации авианосцев имели место следующие случаи: в результате пожара на авианосце ВМС США «Орискани» по-

гибло 44 человека, 41 получил ранения; на авианосце ВМС США «Форрестол» произошел пожар при проведении маневров в Тонкинском заливе, в результате чего 134 человека погибли, 62 были ранены, вышло из строя 26 палубных самолетов. Авианосец был выведен из состава флота [13].

Доставку БПЛА к месту старта может осуществлять с помощью быстроходного автоматизированного катера.

В составе корабельных групп различного назначения структурно можно выделить два элемента: основные силы и силы охранения, основной задачей которых является защита главных сил группировки в порядке от ракетных ударов авиации (авиационных ракет), подводных лодок и кораблей. Корабли охранения занимают свои места в порядке с расчетом максимального противодействия ударам по главному объекту. Это обеспечивается эшелонированным построением охранения и его эффективными действиями в реальной обстановке [13].

Боевое использование кораблей осуществляется в составе группировок различного назначения. Соотношение между типами кораблей в каждом классе группировок определяется решаемыми боевыми задачами. Скорость движения группировок при переходе составляет 30...45 км/ч, а при выполнении боевых задач – до 55...65 км/ч [13].

Авианосная многоцелевая группа (АМГ) является главной ударной силой и предназначена для уничтожения сил флота, наземных и береговых промышленных центров и объектов военного назначения, поддержки сухопутных войск, нарушения коммуникации и защиты океанских и морских путей сообщения.

На кораблях АМГ размещаются более 20 РЛС различного назначения, гидроакустические, оптико-электронные и оптико-визуальные средства. Они позволяют обнаруживать воздушные цели на расстоянии до 500 км, надводные корабли до 100 км с точностью до 50 м [10].

При известной дальности обнаружения ЛА с ЭПР $\sigma_p = 1 \text{ м}^2$ дальность обнаружения цели может быть определена по следующей формуле [13]:

$$D_{\text{обн}} = D_{\text{обн}(1\text{м}^2)} \cdot \sqrt[4]{\sigma_p}. \quad (2)$$

При этом дальность обнаружения цели с ЭПР $\sigma_p = 1 \text{ м}^2$ примем за 600 км [13].

Для срыва наведения телевизионных средств наведения на корабле используются аэрозольные (дымовые) завесы, которые могут быть поставлены в течение 1 с.

При этом, если рассматривать наведение на подвижную цель, группа аппаратов выдвигается в расчетное место цели, как представлено на схеме, изображенной на рис. 8, что увеличивает вероятность обнаружения цели.

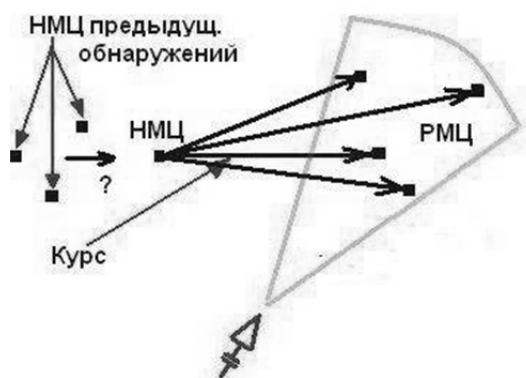


Рис. 8. Пример поражения движущейся цели [14]: НМЦ – начальное место цели; РМЦ – расчетное место цели

Fig. 8. Example of moving target engagement [14]: НМЦ – initial target location; РМЦ – estimated target location

Залп множества групп БПЛА, представленный на рис. 9, может обеспечивать в случае низкой точности координат НМЦ, РМЦ и т. д. поражение своих целей большей частью БПЛА. В связи с тем что в группе происходит обмен данными, часть БПЛА успеет выполнить маневр и изменить курс в сторону целей, не обнаруженных системой поиска.

Далее подробно остановимся на поражении мест размещения средств ПВО и их противодействии. Согласно [1] в основном современные ЗРК ограничены в случаях ведения обстрела воздушных целей на высотах полета до 1 км и скорости менее 100 м/с. Также при приеме отраженных сигналов от

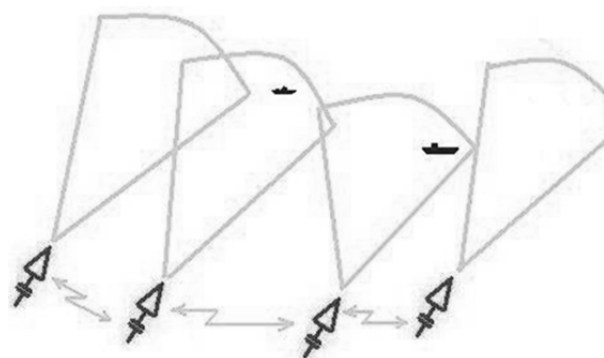


Рис. 9. Пример залпа множества групп БПЛА [15]

Fig. 9. Example for a salvo of a UAV groups variety [15]

малоскоростных небольших аппаратов не исключено их попадание в стробы для защиты РЛС от пассивных помех и неподвижных предметов, тогда БПЛА оказывается неразличимым для РЛС.

В качестве типового места размещения средства ПВО рассмотрена позиция ЗРК PATRIOT (MIM-104).

Состав комплекса приведен в⁶. Оттуда же рассмотрим основные характеристики комплекса. В нашем случае особо стоит выделить следующие характеристики: дальность обнаружения цели с ЭПР $0,1 \text{ м}^2$ менее 70 км, комплекс может одновременно сопровождать до 125 целей, производит наведение до 6 ракет. Время обнаружения составляет 8–10 с, минимальная высота поражения цели составляет 0,06 км. Вероятность поражения БПЛА одной ракетой в отсутствие помех заявляется от 0,6 до 0,8.

При этом согласно исследованиям, приведенным в [1], теоретические значения эффективности применения штатных ПВО для поражения одиночных беспилотных аппаратов одной очередью, одним ствольным оружием или одним ракетным оружием ПЗРК или ЗРК, учи-

⁶ Пэтриот [Электронный ресурс] // Википедия. Свободная энциклопедия. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9F%D1%8D%D1%82%D1%80%D0%B8%D0%BE%D1%82> (дата обращения: 20.06.2021).

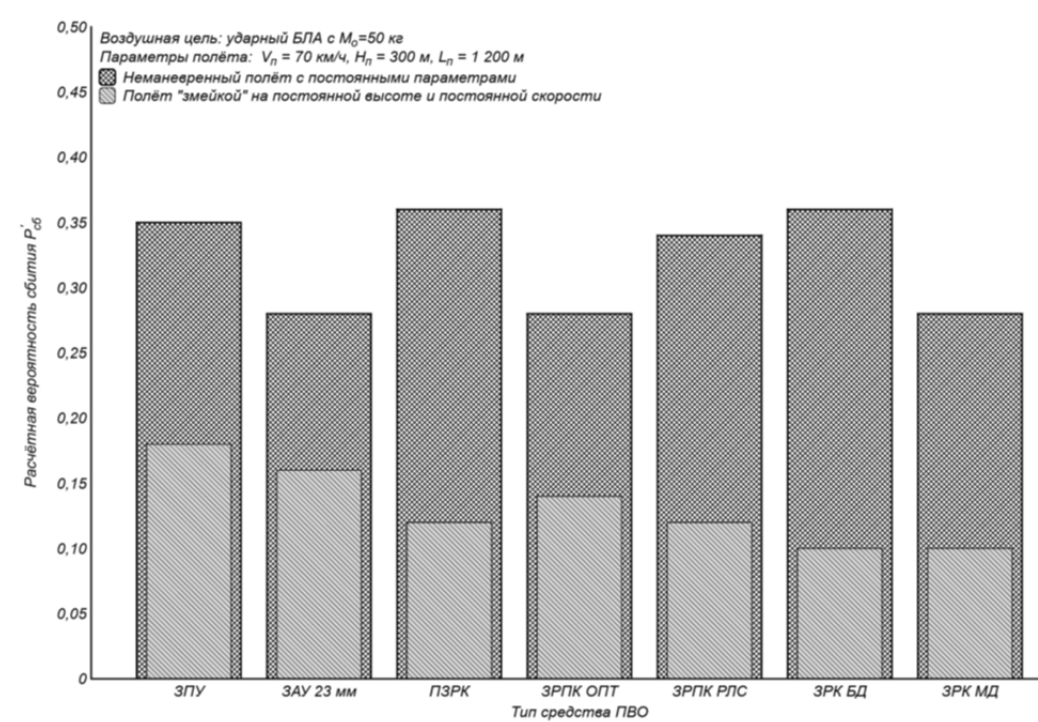


Рис. 10. Теоретические вероятности уничтожения БПЛА стандартными средствами противовоздушной обороны [16]:

БПЛА – беспилотный летательный аппарат; ПВО – противовоздушная оборона;
ЗПУ – зенитная пулеметная установка; ЗАУ – зенитная артиллерийская установка;
ПЗРК – переносные зенитные ракетные комплексы; ЗРПК ОПТ – зенитный ракетный пушечный комплекс с оптическими средствами наведения; ЗРПК РЛС – зенитный ракетный пушечный комплекс с радиолокационными средствами наведения;
ЗРК БД – зенитный ракетный комплекс большой дальности;
ЗРК МД – зенитный ракетный комплекс малой дальности

Fig. 10. Theoretical probabilities of defeating UAV using conventional weapons of air defense [16]:

БПЛА – unmanned aerial vehicle; ПВО – air defense;
ЗПУ – anti-aircraft machine gun; ЗАУ – anti-aircraft gun mount;
ПЗРК – man-portable air-defense systems; ЗРПК ОПТ – anti-aircraft missile and gun system with optical guidance;
ЗРПК РЛС – anti-aircraft missile and gun system with radar guidance;
ЗРК БД – anti-aircraft missile system of long range;
ЗРК МД – anti-aircraft missile system of short range

тывая влияние маневрирования БПЛА, приведены на рис. 10. Здесь поражение – это событие, по которому БПЛА в результате внешнего воздействия оказывается в нерабочем состоянии. При этом принимается, что вероятности обнаружения цели $P_{обн} = 1$, помех нет.

Наличие тепловых следов для ПЗРК может несколько увеличить вероятность попадания в воздушную цель, но активное маневрирование может свести на нет увеличение заметности [1].

Из работы [8] следует, что средняя величина вероятности поражения одиночной воздушной цели средствами ЗРПК $P_{пор} \approx 0,26$.

Заключение

В статье рассмотрены различные аппараты, работающие в составе группы. Их анализ позволил представить статистические зависимости массы БПЛА от количества аппаратов в группе, дальности полета от массы аппаратов и массы полезной нагрузки от стартовой массы.

Рассмотрены целевые объекты применения и факторы противодействия выполнению операции. Это в дальнейшем позволит заложить основу для определения вероятностей

выполнения операции, а также позволит провести оценку требований к проектированию аппаратов.

Данные, представленные в статье, могут быть использованы для подготовки исходных данных при моделировании и исследовании боевой эффективности и эффективности преодоления средств противодействия противника беспилотными летательными аппаратами, работающими в составе групп, а также конструкторам, проектирующим БПЛА, работающие в группах.

Список литературы

1. Макаренко С.И., Тимошенко А.В., Васильченко А.С. Анализ средств и способов противодействия беспилотным летательным аппаратам. Часть 1. Беспилотный летательный аппарат как объект обнаружения и поражения // Системы управления, связи и безопасности. 2020. № 1. С. 109–146. DOI: 10.24411/2410-9916-2020-10105
2. Лопаткин Д.В., Анисимов И.В., Матвеев Д.С. Элементы боевых систем. Вопросы управления в групповом применении беспилотной авиации // Армейский сборник. Военная теория. 2014. № 7 (241). С. 36–37.
3. Richardson J. The coming drone swarm. Swarming UAVs demonstrate enormous attack potential. But the technology still needs to be proven and trusted [Электронный ресурс] // Defence Procurement International. 2017. 16 February. URL: <https://www.defenceprocurementinternational.com/features/air/drone-swarms> (дата обращения: 30.04.2022).
4. Карпенко А.В. Малогабаритный ударный беспилотный летательный аппарат switchblade (США) [Электронный ресурс] // НЕВСКИЙ БАСТИОН. URL: <http://nevskii-bastion.ru/switchblade-usa/> BTC (дата обращения: 30.04.2022).
5. Макаренко С.И., Тимошенко А.В. Анализ средств и способов противодействия беспилотным летательным аппаратам. Часть 2. Огневое поражение и физический перехват // Системы управления, связи и безопасности. 2020. № 1. С. 147–197. DOI: 10.24411/2410-9916-2020-10106.
6. Афонин И.Е. Анализ опыта боевого применения групп беспилотных летательных аппаратов для поражения зенитно-ракетных комплексов системы противовоздушной обороны в военных конфликтах в Сирии, в Ливии и в Нагорном Карабахе / И.Е. Афонин, С.И. Макаренко, С.В. Петров, А.А. Привалов // Системы управления, связи и безопасности. 2020. № 4. С. 163–191. DOI: 10.24411/2410-9916-2020-10406
7. Осипов Ю.Н., Ершов В.И., Иванов А.В. Проблемы выбора рационального типа и оснащения комплексов с БЛА // Перспективы развития и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами: сборник статей и докладов ежегодной научно-практической конференции, г. Коломна, 2016. С. 211–216.
8. Линник С. Система ПВО НАТО в Европе. Часть 2-я [Электронный ресурс] // Военное обозрение. Армии мира. 25 июля 2016. URL: <https://topwar.ru/98346-sistema-pvo-nato-v-evrope-chast-2-ya.html> (дата обращения: 28.01.2022).
9. Лопаткин Д.В., Савченко А.Ю., Солоха Н.Г. К вопросу о борьбе с тактическими беспилотными летательными аппаратами // Военная мысль. 2014. № 2. С. 41–47.
10. Поздняков А.В., Каргапольцев А.А., Губарев С.А. Тактика военно-воздушных сил: учеб. пособие [Электронный ресурс] // М.: ФГБОУ ВО «МИРЭА – Российский технологический университет», 2015. URL: <https://files.mai.ru/site/unit/institute-of-military-science/tvvs/data/g2/2-3-5.html> (дата обращения: 16.01.2022).
11. Еремин Н.А. Методика выбора предпочтительного варианта облика самолета на этапе завязки проекта [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2011. № 46. 11 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26043> (дата обращения: 30.04.2022).
12. Сафонов Г.Н. Повышение эффективности охраны и наземной обороны аэродромов базирования авиации / Г.Н. Сафонов, В.Ю. Фалилеев, В.В. Белоножкин, С.В. Мит-

рофанова // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2020. № 15. С. 25–32.

13. Гусейнов А.Б. Внешнее проектирование крылатых ракет: Обоснование тактико-технических требований: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2015. 96 с.

14. Тимохин А. Морская война для начинающих. Проблема целеуказания [Электронный ресурс] // Военное обозрение. Флот. 26 октября 2020. URL: <https://topwar.ru/176421-morskaja-vojna-dlja-nachinajuschih-problema-celeukazaniya.html> (дата обращения: 28.01.2022).

15. Паньков С.Я., Зубарев Ю.Е., Матвеев А.М. Теория и методика управления авиацией: учеб. пособие. В 2 ч. Ч. 1 / Под общ. ред. В.А. Мещерякова. Ульяновск: УВАУ ГА, 2006. 190 с.

16. Ростопчин В.В. Ударные беспилотные летательные аппараты и противовоздушная оборона – проблемы и перспективы противостояния [Электронный ресурс] // Беспилотная авиация. 2019. URL: https://www.researchgate.net/publication/331772628_Udarnye_bespilotnye летательные аппараты_i_protivovozdusnaa_oborona_-problemy_i_perspektivy_protivostoania (дата обращения: 28.01.2022).

References

1. Makarenko, S.I., Timoshenko, A.V., Vasilchenko, A.S. (2020). Counter unmanned aerial vehicles. Part 1. Unmanned aerial vehicle as an object of detection and destruction. *Systems of Control, Communication and Security*, no. 1, pp. 109–146. DOI: 10.24411/2410-9916-2020-10105 (in Russian)

2. Lopatkin, D.V., Anisimov, I.V., Matveev, D.S. (2014). Elements of combat systems. Management issues in the group use of unmanned aircraft. *Collected Army Issues*, no. 7 (241), pp. 36–37. (in Russian)

3. Richardson, J. (2017). The coming drone swarm. Swarming UAVs demonstrate enormous attack potential. But the technology still needs to be proven and trusted. *Defence Procurement International*, 16 February. Avail-

able at: <https://www.defenceprocurementinternational.com/features/air/drone-swarms> (accessed: 30.04.2022).

4. Karpenko, A.V. Small strike unmanned aerial vehicle switchblade (USA). *NEVSKY BASTION*. Available at: <http://nevskii-bastion.ru/switchblade-usa/> BTC (accessed: 30.04.2022). (in Russian)

5. Makarenko, S.I., Timoshenko, A.V. (2020). Counter unmanned aerial vehicles. Part 2. Rocket and artillery fire, physical interception. *Systems of Control, Communication and Security*, no. 1, pp. 147–197. DOI: 10.24411/2410-9916-2020-10106 (in Russian)

6. Afonin, I.E., Makarenko, S.I., Petrov, S.V., Privalov, A.A. (2020). Analysis of combat experience as groups of unmanned aerial vehicles are used to defeat anti-aircraft missile means of the air defense system in Syria, Libya and Nagorno-Karabakh wars. *Systems of Control, Communication and Security*, no. 4, pp. 163–191. DOI: 10.24411/2410-9916-2020-10406 (in Russian)

7. Osipov, Yu.N., Ershov, V.I., Ivanov, A.V. (2016). Problems of choosing a rational type and equipping complexes with UAVs. *Perspektivy razvitiya i primeneniya kompleksov s bespilotnymi летательными аппаратами: сборник статей и докладов yezhegodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Kolomna, pp. 211–216. (in Russian)

8. Linnik, S. (2016). NATO air defense system in Europe. Part 2. *Voyennoye obozreniye. Armii mira*, July 25. Available at: <https://topwar.ru/98346-sistema-pvo-nato-v-evrope-chast-2-ya.html> (accessed: 28.01.2022). (in Russian)

9. Lopatkin, D.V., Savchenko, A.Yu., Solokha, N.G. (2014). On the question of struggle against UAVs. *Voennaya Mysl'*, no. 2, pp. 41–47. (in Russian)

10. Pozdnyakov, A.V., Kargapoltsev, A.A., Gubarev, S.A. (2015). Air Force Tactics: Tutorial. Moscow: FGBOU VO "MIREA – Rossiyskiy tekhnologicheskiiy universitet" Taktika Voyenno-Vozdushnykh Sil. Available at: <https://files.mai.ru/site/unit/institute-of-military-science/tvvs/data/g2/2-3-5.html> (accessed: 16.01.2022). (in Russian)

11. Eremin, N.A. (2011). Method of aircraft appearance preferred embodiment selection at the pilot project of preliminary design. *Trudy MAI*, no. 46, 11 p. Available at: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26043> (accessed: 27.02.2022). (in Russian)

12. Safonov, G.N., Falileev, V.Yu., Belonozhkin, V.V., Mitrofanova, S.V. (2020). Aerodromes security and ground defense effectiveness improving. *Vozdushno-Kosmicheskiye Sily. Teoriya i Praktika*, no. 15, pp. 25–32. (in Russian)

13. Guseynov, A.B. (2015). External design of cruise missiles: Substantiation of tactical and technical requirements: Tutorial. Moscow: Izdatelstvo MAI, 96 p. (in Russian)

14. Timokhin, A. (2020). Naval war for beginners. The problem of target designation. *Voennoye obozreniye. Flot*, October 26. Available

at: <https://topwar.ru/176421-morskaja-vojna-dlja-nachinajuschih-problema-celeukazaniya.html> (accessed: 28.01.2022). (in Russian)

15. Pankov, S.Ya., Zubarev, Yu.E., Matveev, A.M. (2006). Theory and methods of aviation management: Tutorial at 2 prt, Part 1, in Meshcheryakov V.A. (Ed.). Ulyanovsk: UVAU GA, 190 p. (in Russian)

16. Rostopchin, V.V. (2019). Attack unmanned aerial vehicles and air defense – problems and prospects of confrontation. *Bespilotnaya aviatsiya*. Available at: https://www.researchgate.net/publication/331772628_Udarnye_bespilotnye_letatelnye_apparaty_i_protivovozdusnaya_oborona_-_problemy_i_perspektivy_protivostoaniya (accessed: 28.01.2022). (in Russian)

Сведения об авторах

Селин Антон Игоревич, аспирант кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института, SelinAI@mai.ru.

Туркин Игорь Константинович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института, kafedra_602@mail.ru.

Information about the authors

Anton I. Selin, Post-graduate student, the Design and Strength of Aerospace and Rocket Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), SelinAI@mai.ru.

Igor K. Turkin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Design and Strength of Aerospace and Rocket Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), kafedra_602@mail.ru.

Поступила в редакцию 14.06.2022
Принята в печать 23.03.2023

Received 14.06.2022
Accepted for publication 23.03.2023

ББК 05
Н 34
Св. план 2023

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 26, № 02, 2023
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 26, No. 02, 2023

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 24.04.2023.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

13,0 усл. печ. л.

Заказ № 963

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

© Московский государственный
технический университет ГА, 2023