Том 25, № 05, 2022 ISSN 2079-0619
e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 25, No. 05, 2022

Издается с 1998 г.

Москва
2022

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., советник ректората 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;

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

Сюй Хаудзюнь, PhD, Университет военно-воздушных сил, Хиан, 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 аэронавтики, Технический университет в Кошице, Кошице, Словацкая Республика.

Сайт: http://avia.mstuca.ru E-mail: vestnik@mstuca.aero Тел.: (+7499) 459-07-16

Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается

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 "Vympel", Moscow, Russia;

Damian Rivas Rivas, Professor, PhD, University of Seville, Seville, Spain;

Xu Haojun, PhD, Air Force Engineering University, Xi'an, China;

Francesca De Crescenzio, 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, Chech 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 автоматики 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;

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

Увайсов С.У., проф., д. т. н., зав. каф. 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

ПАМЯТИ УЧЕНОГО

Ципенко В.Г.
К 100-летию со дня рождения Владимира Федоровича Рощина 8

ТРАНСПОРТ

Гузий А.Г., Костина А.П.
Методологический подход к количественному оцениванию риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами 12
Мацкевич А.М.
Модели и алгоритмы поддержки принятия решений и их использование в тренажерной подготовке специалистов управления воздушным движением 25
Рыбкин П.Н., Чинючин Ю.М.
К задаче имитационного моделирования сложных и аварийных полетных ситуаций в процессе тренажерной подготовки пилота вертолета Ми-8 МТВ 37

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Zhelannikov, A.I., Zamyatin, A.N.
Investigation of the influence of engine displacement along the aircraft wing on the propagation of a condensation trail 48
Журавлев П.В., Журавлев В.Н.
Модели начальных этапов проектирования магистральных пассажирских самолетов с учетом создания семейств 59
Корнеев П.Е.
Метод 128-позиционной квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции 70
Феоктистова О.Г., Туркина И.И.
Разработка модели утилизации космического мусора при сжигании в атмосфере 80

CONTENTS

MEMORIAL TRIBUTE TO THE SCIENTIST

Tsipenko V.G.
On the occasion of the centenary of the birth of Vladimir Fedorovich Roshchin 8

TRANSPORT

Guziy A.G., Kostina A.P.
Methodological approach to the quantitative assessment of risk caused by a collision between birds and aircraft 12

Matskevich A.M.
Models and algorithms for decision support and their use in the simulator training of air traffic control specialists 25

Rybkin P.N., Chinynchin Yu.M.
To the problem of simulation modelling of abnormal and emergency flight situations in the process of Mi-8MTV helicopter pilot simulation training 37

MECHANICAL ENGINEERING

Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N.
Investigation of the influence of engine displacement along the aircraft wing on the propagation of a condensation trail 48

Zhuravlev P.V., Zhuravlev V.N.
Models of early stages of design of trunk-route passenger airplanes with taking families into account 59

Korneev P.E.
Method of 128-position quadrature amplitude-polarization manipulation 70

Feoktistova O.G., Turkina I.I.
Development of a model for the disposal of space debris during combustion in the atmosphere 80

ПАМЯТИ УЧЕНОГО

УДК 53.69
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-8-11

К 100-летию со дня рождения Владимира Федоровича Рощина

В.Г. Ципенко[1]
[1]*Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия*

Аннотация: Статья посвящена 100-летию со дня рождения выдающегося ученого, доктора технических наук, профессора, заслуженного деятеля науки и техники РСФСР, лауреата Ленинской премии Владимира Федоровича Рощина, в 1970-е годы возглавлявшего кафедру аэродинамики и динамики полета Московского института инженеров гражданской авиации (МИИГА, ныне МГТУ ГА). Приведены отдельные биографические данные об исследователе и основные вехи его профессионального пути. Отмечена исключительная значимость встречи В.Ф. Рощина, еще в качестве студента Московского авиационного института, с С.П. Королевым, ставшим для молодого человека не только дипломным руководителем, но и Учителем, определившим сферу научных интересов, оказавшим влияние на формирование научного потенциала, становление как ученого, научившим искусству взаимодействия в коллективе единомышленников. Благодаря своим выдающимся способностям Владимир Федорович в числе лучших выпускников МАИ был приглашен лично С.П. Королевым на работу в ОКБ-1, которое тот возглавлял, и таким образом вошел в новую и развивающуюся отрасль ракетно-космической техники. Пройдя трудовой путь от инженера до начальника ведущего отдела, Владимир Федорович занимался теоретическими и экспериментальными исследованиями аэрогазодинамических, теплофизических и баллистических проблем головных частей ракет и спускаемых аппаратов космических кораблей. За подготовку и запуск первого пилотируемого космического корабля «Восток-1» с космонавтом Ю.А. Гагариным, исследования формы и роторной системы посадки спускаемого аппарата «Союз» и ряд других работ имеет государственные награды. В статье упомянуто участие ученого в некоторых уникальных совместных научных проектах, в частности, с коллективом авторов из Центрального аэрогидродинамического института им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) по созданию нетрадиционного летательного аппарата «Вертостат». Особое внимание в статье уделено периоду жизни В.Ф. Рощина, связанному с работой в МИИГА (МГТУ ГА), его преподавательской, научной, организаторской деятельности. Отмечены личностные качества талантливого ученого – яркая индивидуальность, великолепная образованность, феноменальная профессиональная память, необыкновенная эрудиция, незаурядные организаторские качества, уникальная преданность своему делу, независимость взглядов, исключительная честность и порядочность. Подчеркивается, что В.Ф. Рощин всю жизнь был верен своему призванию, воспитал учеников и последователей.

Ключевые слова: Владимир Федорович Рощин, авиационная и ракетно-космическая техника, аэродинамика, МИИГА.

Для цитирования: Ципенко В.Г. К 100-летию со дня рождения Владимира Федоровича Рощина // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 8–11. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-8-11

On the occasion of the centenary of the birth of Vladimir Fedorovich Roshchin

V.G. Tsipenko[1]
[1]*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

Abstract: The article is dedicated to the 100th anniversary of the birth of a distinguished scholar, Doctor of Technical Sciences, Professor, Honored Master of Sciences and Engineering of the RSFSR, Laureate of the Lenin Prize – Vladimir Fedorovich Roshchin, who headed the Aerodynamics and Flight Dynamics Chair of the Moscow Institute of Civil Aviation Engineers

(MICAE, the Moscow State Technical University of Civil Aviation at the present time) in the 70s. The certain biographical details about the researcher and his career highlights are given. The synergy of V.F. Roshchin as a student of the Moscow Aviation Institute with S.P. Korolev was of utmost significance. S.P. Korolev became not only a Director of Diploma for the graduate, but also a Mentor, a vivid personality who developed the area of expertise, influenced the evolvement of intellectual assets and the formation of a young professional, taught the proficiency of cooperation in a team of supporters. Thanks to his great abilities, Vladimir Fedorovich, among the best graduates of the Moscow Aviation Institute, was personally employed by S.P. Korolev, who headed EDB-1. Thus, he started his career in the innovative and developing branch of aerospace technology. Having climbed a career ladder from an engineer to a head of the research-engineering section, Vladimir Fedorovich was engaged in theoretical and experimental research of aerogasdynamic, thermophysical and ballistic problems of the head parts of rockets and launched space vehicles. The scientist achieved the National Awards for the launch operations of the first manned spacecraft "Vostok-1" with the cosmonaut Yu.A. Gagarin, the study of the shape and rotor recovery landing system of the Soyuz spacecraft and a series of other contributions. The article mentions the scientist's engagement with the unique cooperative scientific projects, particularly with joint authors from the Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N.E. Zhukovsky (TsAGI) to design an unconventional craft "Vertostat". This paper emphasizes the timespan of V.F. Roshchin, associated with work in MICAE (MSTUCA), his teaching, scientific, management activities. The personal qualities of the talented scientist such as bright individuality, broad education, phenomenal professional memory, undoubted erudition, valuable management skills, genuine commitment to science, independence of views, absolute honesty and integrity are noted. It is highlighted that V.F. Roshchin found his true vocation, fostered graduates and followers.

Key words: Vladimir Fedorovich Roshchin, aviation and aerospace technology, aerodynamics, MICAE.

For citation: Tsipenko, V.G. (2022). On the occasion of the centenary of the birth of Vladimir Fedorovich Roshchin. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 8–11. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-8-11

Рощин В.Ф.
29.08.1922–21.10.1990

29 августа 2022 года исполнилось 100 лет со дня рождения крупного ученого, доктора технических наук, профессора, заслуженного деятеля науки и техники РСФСР, лауреата Ленинской премии Владимира Федоровича Рощина, внесшего значительный вклад в развитие авиации и ракетно-космической техники, а также в воспитание и подготовку квалифицированных специалистов для этих отраслей науки и техники.

В.Ф. Рощин родился 29 августа 1922 года в Москве, где он провел детство и юность, успешно окончил среднюю школу и мечтал о получении образования в области авиации, которой восхищались в те годы многие молодые люди, посещающие Ходынское поле и аэродром Тушино, на которых демонстрировались полеты. В.Ф. Рощин осуществил свою мечту – поступил учиться в Московский авиационный институт (МАИ), который успешно окончил в 1946 году по специальности инженер-механик в области ракетной техники.

После окончания МАИ С.П. Королев, который был руководителем дипломных проектов у группы студентов МАИ, включая и В.Ф. Рощина, приглашает всех на работу в ОКБ-1, которое он возглавлял. За небольшой срок Владимир Федорович основательно вошел в новую и развивающуюся отрасль ракетно-космической техники, в которой занимался как теоретически, так и экспериментально проблемами аэродинамики, газодинамики и теплового нагрева головных частей ракет и спускаемых

аппаратов. Благодаря своим организаторским способностям В.Ф. Рощин в ОКБ-1 (ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королева) быстро прошел трудовой путь от инженера до начальника ведущего отдела предприятия [1].

Вся история жизни В.Ф. Рощина – это история советского инженера-ракетчика, в которой остается немеркнущий отблеск личности на дело, которому он себя посвящает. Это возможно лишь при яркой индивидуальности и при исключительной любви к этому делу. Владимир Федорович, несомненно, был таким человеком. Широко образованный, с феноменальной памятью и необыкновенной эрудицией, он представлял собой ходячую энциклопедию, справочник самых разнообразных знаний. Он много знал, и, следует заметить, знал основательно. Диапазон его интересов был необычайно широким, но лейтмотивом всей его жизни неизменно оставались ракетно-космическая техника и авиация.

Заслуги В.Ф. Рощина в области научных и экспериментальных исследований достаточно известны узким специалистам. Он оставил после себя ряд научных работ, был удивительным организатором коллективной научной работы и умел подсказать своим ближайшим сотрудникам плодотворную мысль и направить работу в правильное русло. Работать с ним было легко, он никогда не вмешивался в детали, а задачи подчиненным ставил в широких, не стесняющих инициативу, рамках.

В.Ф. Рощин был одним из научно-технических руководителей крупных проектов в области ракетно-космической техники в РКК «Энергия» им. С.П. Королева [2, 3]. За успехи, достигнутые в этой работе, ему было присвоено звание лауреата Ленинской премии и присуждена ученая степень доктора технических наук без защиты диссертации[1].

В 1972 году В.Ф. Рощин перешел на педагогическую работу в МИИГА (МГТУ ГА) по приглашению ректора И.С. Голубева, где до конца жизни работал заведующим кафедрой аэродинамики и динамики полета, а затем профессором кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов. Много сил и энергии В.Ф. Рощин отдавал развитию лабораторной базы кафедры, постановке учебного процесса и научно-исследовательской работе [4, 5]. Он поставил ряд лекционных курсов, вел большую работу на общественных началах: был членом нескольких диссертационных советов по защитам докторских диссертаций и являлся членом Экспертного совета ВАК СССР по авиационной и ракетно-космической технике. Он был одним из организаторов совместно с заместителем министра высшего образования СССР Н.Ф. Красновым (завкафедрой аэродинамики МГТУ им. Баумана) и академиком РАН Ю.А. Рыжовым (завкафедрой аэродинамики МАИ) создания Координационного совета кафедр аэродинамики всех авиационных вузов страны, который функционирует до настоящего времени в Российской Федерации.

Люди, впервые встретившие Владимира Федоровича, невольно поддавались его обаянию, а тот, кто знал его хорошо, ценил и уважал за прямоту и независимость его взглядов, исключительную честность и порядочность. В научной среде, связанной с авиацией и ракетно-космической техникой, он пользовался широкой известностью.

Большое благотворное влияние В.Ф. Рощин оказал не только на развитие авиационной и ракетно-космической науки и техники, но и на воспитание научных кадров. Обладая большим научным потенциалом, Владимир Федорович умел пробуждать у молодежи творческий энтузиазм. Мягкий по своему характеру, крайне доброжелательный и правдивый, Владимир Федорович считал своей главной задачей понять, объяснить явление, а не закрепить за собой авторитет. К большому сожалению, ряд интересных вопросов Владимир Федорович не успел довести до конца, оставив после себя много записанных мыслей и набросков. Это относится в первую очередь к разработанному им в коллективе авторов из ЦАГИ проекту нетрадиционного летательного аппарата «Вертостат» [6].

За большой вклад в развитие авиации и ракетно-космической тематики В.Ф. Рощин

[1] Список руководителей и специалистов, награжденных государственными наградами за подготовку и запуск космического корабля «Восток-1» с космонавтом Ю.А. Гагариным 12 апреля 1961 г. [Электронный ресурс] // Роскосмос. URL: https://www.roscosmos.ru/30517/ (дата обращения: 27.07.2022).

был удостоен звания «Заслуженный деятель науки и техники РСФСР», знака «Отличник аэрофлота» и награжден целым рядом правительственных орденов и медалей.

Скончался В.Ф. Рощин 21 октября 1990 года в возрасте 68 лет и похоронен на Николо-Архангельском кладбище в Москве.

Самоотверженный труд талантливого ученого и педагога В.Ф. Рощина еще долгие годы будет приносить плоды в виде творческих успехов его учеников и последователей.

Список литературы

1. Молодцов В.В. История проектирования корабля «Восток» // Космический альманах. 2001. № 5. С. 11–25.

2. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. В 3 кн. Кн. 1: 1946–1996 / Под ред. Ю.П. Семенова. Королев: Ракет.-косм. корпорация «Энергия», 1996. 670 с.

3. Миненко В.Е. Фрагменты истории создания спускаемого аппарата транспортного космического корабля «Союз» [Электронный ресурс] // poisk-ru. URL: https://poisk-ru.ru/s17262t23.html?ysclid=l80rwnxybk454045676 (дата обращения: 27.07.2022).

4. Московский государственный технический университет гражданской авиации: 25 лет / Под общ. ред. В.Г. Воробьева. М.: МГТУ ГА, 1996. 304 с.

5. Борзова А.С., Машошин О.Ф., Петров В.И. и др. МИИГА – МГТУГА 1971–2021: 50 лет. М.: СайТек Медиа, 2021. 244 с.

6. Ципенко В.Г. О творческом пути ученого // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 5–6.

References

1. Molodtsov, V.V. (2001). [*The design history of the "Vostok" spacecraft*]. Kosmicheskiy almanakh, no. 5, pp. 11–25. (in Russian)

2. Semenov, Yu.P. (Ed.). (1996). [*"Energia" rocket and space corporation named after S.P. Korolev. In 3 books. Book 1: 1946–1996]*. Korolev: Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya», 670 p. (in Russian)

3. Minenko, V.E. [*Fragments of the creation history of the Soyuz transport spacecraft landing capsule*]. poisk-ru. Available at: https://poisk-ru.ru/s17262t23.html?ysclid=l80rwnxybk454045676 (accessed: 27.07.2022). (in Russian)

4. Vorobiev, V.G. (Ed.). (1996). [*Moscow State Technical University of Civil Aviation: 25 years*]. Moscow: MGTU GA, 304 p. (in Russian)

5. Borzova, A.S., Mashoshin, O.F., Petrov, V.I. et al. (2021). [*MIIGA-MSTUCA 1971-2021: 50 years*]. Moscow: SayTek Media, 244 p. (in Russian)

6. Tsypenko, V.G. (2013). [*On the creative path of a scientist*]. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 188, pp. 5–6. (in Russian)

Сведения об авторе

Ципенко Владимир Григорьевич, заслуженный деятель науки РФ, доктор технических наук, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, avas38@yandex.ru.

Information about the author

Vladimir G. Tsipenko, Honored Master of Sciences of the Russian Federation, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aerodynamics, Structure and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, avas38@yandex.ru.

Поступила в редакцию	20.08.2022	Received	20.08.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

УДК 621.396.96
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24

Методологический подход к количественному оцениванию риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами

А.Г. Гузий[1], А.П. Костина[1]
[1]Публичное акционерное общество «Авиакомпания "ЮТэйр"», г. Ханты-Мансийск, Россия

Аннотация: Начиная с 2011 года в мире, а с 2014 года в России выявлена тенденция устойчивого роста количества авиационных событий, обусловленных столкновением гражданских воздушных судов с птицами. В статье представлены результаты анализа орнитологической опасности в коммерческой авиации России и предложен методологический подход к количественному оцениванию риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами. Описан процесс количественного оценивания уровня риска, обусловленного столкновением с птицами, реализованный в рамках Системы управления безопасностью полетов авиакомпании «ЮТэйр» по итогам 2021 года. Оцениванием вероятности охвачены авиационные события всех возможных степеней тяжести: авиационный инцидент, серьезный инцидент, авария, катастрофа. В полученных эмпирическим путем формулах косвенного оценивания вероятности авиационных происшествий использована условная вероятность авиационных событий большей тяжести, если имели место события меньшей тяжести, в соответствии с соотношениями в ранее полученной пирамиде рисков коммерческой авиации России. Решение проблемы количественного оценивания уровня риска способствует повышению достоверности оценки за счет перехода с трехуровневого ранжирования риска («приемлемый», «допустимый», «недопустимый») к 25-уровневому ранжированию и позволяет: оценивать эффективность корректирующих действий, направленных на снижение риска, сравнением количественно оцененного уровня остаточного риска с первоначальным; оптимизировать управление риском по критерию эффективности корректирующих действий по критерию «приращение уровня риска/стоимость»; заблаговременно выявлять аэродромы повышенного риска и планировать внеплановые проверки орнитологического обеспечения аэродромов; разрабатывать и реализовывать упреждающие корректирующие мероприятия по совершенствованию орнитологического обеспечения на аэродромах повышенного риска; периодически актуализировать рекомендации летному персоналу при столкновении с птицами и при угрозе столкновения (отдельно на этапах взлета и посадки). Предложенный методологический подход обеспечивает функционирование контура управления риском в системе управления безопасностью полетов любого эксплуатанта воздушных судов при выполнении ежемесячного анализа риска, обусловленного сезонными и региональными проявлениями орнитологического фактора опасности в России.

Ключевые слова: воздушное судно, столкновение с птицами, риск, количественное оценивание риска, авиационное событие, инцидент, вероятность столкновения, условная вероятность авиационного события.

Для цитирования: Гузий А.Г., Костина А.П. Методологический подход к количественному оцениванию риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24

Methodological approach to the quantitative assessment of risk caused by a collision between birds and aircraft

A.G. Guziy[1], A.P. Kostina[1]
[1]UTair Aviation, Khanty-Mansiysk, Russia

Abstract: Since 2011 worldwide, and since 2014 in Russia, a trend has revealed a steady increase in the number of aviation events caused by a collision between birds and civil aircraft. The article presents the results of the bird aircraft strike hazard (BASH) analysis in commercial aviation in Russia and proposes a methodological approach to the quantitative risk assessment caused by bird strikes. The process of the quantitative assessment of the risk level resulted from bird strikes, implemented within

the framework of the UTair Aviation Safety Management System on the results of 2021, is described. The estimation of the probability is provided for aviation events of all the possible severity levels: an aircraft incident, serious accident, major accident, fatal accident. In the empirically obtained formulas for the indirect probability estimation of aircraft occurrences, the conditional probability of aviation events of greater severity was used, if events of lower severity took place, in accordance with the ratios in the previously obtained "risk pyramid" of commercial aviation in Russia. Solving the problem of quantifying the risk level contributes to increasing the assessment reliability due to the transition from a three-level risk ranking ("acceptable", "tolerable", "unacceptable") to a twenty-five-level ranking and makes it possible to evaluate the effectiveness of corrective actions aimed at reducing risk by comparing the quantitively assessed level of residual risk with the original one; to optimize risk management according to the effectiveness criterion of corrective actions according to the criterion "increment in the risk level/cost", to identify high-risk aerodromes in advance and plan unscheduled checks of ornithological aerodrome support; to develop and implement preventive corrective measures to improve ornithological support at high-risk aerodromes; to update periodically the recommendations to flight personnel in the event of a bird strike and a threat of collision (especially during takeoff and landing). The proposed methodological approach ensures the functioning of the risk management loop in the flight safety management system of any aircraft operator when performing a monthly risk analysis associated with seasonal and regional BASH in Russia.

Key words: aircraft, bird strike, risk, quantitative risk assessment, aviation event, incident, collision probability, conditional probability of an aviation event.

For citation: Guziy, A.G. & Kostina, A.P. (2022). Methodological approach to the quantitative assessment of risk caused by a collision between birds and aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24

Введение

Анализ причинных факторов авиационных событий (АС) показывает, что столкновение воздушных судов (ВС) с птицами не является наиболее значимым причинным фактором авиационных происшествий (АП), если анализом причин АП охватывается длительный период эксплуатации, обширные территории и большие объемы воздушных перевозок. Но уровень риска, обусловленного столкновением ВС с птицами, отличается неравномерностью распределения как в пространстве, так и во времени, обладает сезонными и региональными особенностями. В системе управления безопасностью полетов (СУБП) эксплуатанта ВС риск столкновения ВС с птицами относится к группе причинных факторов «среда», представляется наиболее трудно регулируемым, поэтому требует постоянного анализа и контроля [1–5].

Первое документально зафиксированное столкновение с птицами произошло в 1905 году с одним из первых в истории самолетов, летательным аппаратом братьев Райт. В их дневнике появилась запись о том, что во время пролета над кукурузным полем самолет попал в стаю птиц, ударявшихся об элементы конструкции. Одна из них, врезавшись в верхнюю консоль, погибла и упала с нее при развороте.

Первая авиационная катастрофа произошла 3 апреля 1912 года в Калифорнии. Американский пилот Calbraith Perry Rodgers, совершая демонстрационный полет, столкнулся с чайкой. У самолета заклинило управление из-за повреждения тросов, и он упал в воду вблизи побережья. Пилот погиб. Этот случай послужил началом науки – авиационной орнитологии. Международная организация гражданской авиации ИКАО ежегодно регистрирует по разным источникам от 5 до 7 тысяч столкновений ВС с птицами. И это при всеобщем понимании и признании, что в мировой гражданской авиации (ГА) по разным причинам регистрируются далеко не все случаи столкновений ВС с птицами.

В начале 1960-х годов в связи с появлением и массовой эксплуатацией реактивных ВС, для которых характерно увеличение размеров ВС, повышение скорости, снижение уровня шума двигателей, птицам стало труднее избегать столкновений. В связи с увеличившейся силой соударения и способностью газотурбинных двигателей засасывать птиц возросла вероятность и тяжесть последствий столкновения. Данная особенность двигателей привела к тяжелой катастрофе Lockheed L-188A Electra, произошедшей осенью 1960 года недалеко от Бостона (США). После этой катастрофы впервые о птицах заговорили как о

реальной угрозе для безопасности полетов (БП). При активном участии ИКАО была разработана и принята единая система представления национальных отчетов о столкновениях ВС с птицами, выпущен ряд нормативно-методических материалов по проблеме столкновения самолетов с птицами. В конце 1980-х годов Министерством ГА СССР было разработано «Руководство по орнитологическому обеспечению полетов в гражданской авиации» (РООП ГА-89), обобщающее и конкретизирующее основные требования, и нормативные документы по предотвращению столкновений ВС с птицами[1] с учетом рекомендаций ИКАО[2].

Несмотря на проводимые в мире и в России орнитологические исследования, на организацию сбора информации о столкновениях ВС с птицами, на периодически выполняемый анализ авиационных событий и на предпринимаемые меры по снижению частоты столкновений ВС с птицами, начиная с 2011 года отмечается тенденция устойчивого роста количества авиационных событий, обусловленных столкновением с птицами [1–5]. С 2014 года отмечается монотонный рост количества регистрируемых столкновений ВС с птицами в воздушном пространстве России [6–8][3]. В некоторой степени этот факт можно объяснить тем, что начался сбор сообщений обо всех столкновениях ВС с птицами[4].

Особенности орнитологической опасности в России

Уровень риска, обусловленного столкновением ВС с птицами, зависит от множества факторов: географии полетов и местоположения аэродромов взлета/посадки, климатических особенностей аэродромной сети, времени года и суток, эксплуатируемых типов ВС, эффективности орнитологического обеспечения аэродромов, осведомленности и компетентности авиаперсонала в области обеспечения орнитологической безопасности полетов ГА.

Рост частоты столкновений ВС с птицами наблюдается, как правило, в весенне-летний период летной работы. Естественно, в этот период повышается риск для БП. Непостоянство риска отмечается по территориальному признаку. Начиная с 2004 года каждый год количество авиационных инцидентов и происшествий на 100 тыс. взлетов и посадок коммерческой авиации в России значительно больше, чем в США. В России этот показатель колеблется от 1,55 (2004 г.) до 3,71 (2017 г.), в США – от 1,16 (2008 г.) до 1,52 (2017 г.). Серьезная неравномерность наблюдается и внутри России. При анализе ситуации в регионах установлены «антилидеры»: Южное МТУ (4,06 инцидентов на 100 тыс. взлетов и посадок), Западно-Сибирское (4,00), Северо-Западное (3,91). Распределение относительного количества авиационных событий (частоты или статистической вероятности) за период 2018–2021 годов представлен в Информации по БП № 5 (Росавиация). При среднем значении этого показателя по России (2,1 на 100 тыс. взлетов и посадок) настораживает неравномерность распределения по аэропортам: отмечаются аэропорты с превышением среднего уровня в 3–4 раза (Абакан, Минеральные Воды, Белгород, Калининград, Махачкала) и даже в 8–11 раз (Владикавказ, Нальчик, Магас)[5].

Наиболее часто случаи столкновения с птицами отмечаются на этапе взлета, начального набора высоты, захода на посадку и посадке [9–14]. Поэтому регулярное оценивание риска столкновения ВС с птицами должно дополняться идентификацией аэродромов (или регионов) повышенного риска, т. е. аэродромов, в которых риск столкновения ВС

[1] DOC 9137-AN/898: Руководство по аэропортовым службам. Часть 3. Создаваемая птицами опасность и методы ее снижения. 3-е изд. // ИКАО, 1991. 30 с.

[2] Руководство по орнитологическому обеспечению полетов в гражданской авиации (РООП ГА-89). М.: МГА, 1989. 25 с. (утратило силу в связи с изданием приказа Минтранса России от 04.12.2020 № 541).

[3] Информация по безопасности полетов. М.: Росавиация, 2020. № 9. 7 с.

[4] Информация по безопасности полетов. М.: Росавиация, 2021. № 5. 8 с.

[5] Информация по безопасности полетов. М.: Росавиация, 2021. № 2. 6 с.

с птицами превышает средний уровень по РФ. Они заслуживают особого внимания и контроля соблюдения требований БП, предъявляемых к орнитологическому обеспечению аэродромов. Идентификация аэродромов (или регионов) повышенного риска должна выполняться в рамках СУБП эксплуатанта ВС, в первую очередь при открытии новых рейсов (маршрутов).

Многолетними наблюдениями установлена устойчивая корреляция между общим количеством столкновений ВС с птицами и количеством авиационных событий категории *bird*, однако в течение года условная вероятность авиационного события при столкновении с птицами значительно варьирует.

С целью оценивания риска для безопасности полетов, обусловленного столкновением с птицами, в рамках СУБП эксплуатанта ВС необходимо методическое обеспечение процедур одновременного оценивания двух взаимосвязанных компонентов риска: вероятность (частота) столкновения ВС с птицами и возможная тяжесть последствий столкновения с птицами.

Методология мониторинга уровня риска, обусловленного столкновением с птицами

Российский государственный регулятор (Росавиация) периодически выполняет статистический анализ событий, обусловленных столкновением ВС с птицами. В анализе используются такие показатели БП, как статистическая вероятность столкновения с птицами (частота столкновений) и статистическая вероятность повреждения ВС в результате столкновения с птицами (частота авиационных инцидентов). При этом не рассматривается вероятность (или частота) таких возможных авиационных событий, как серьезный инцидент, авария, катастрофа, как того требует процесс анализа риска согласно определению:

Риск – прогнозируемые (предполагаемые) вероятность и тяжесть последствий проявления одного или нескольких факторов опасности.

Анализ риска (risk analysis) – процесс понимания природы риска для безопасности полетов и определения уровня риска. Таким образом, процесс анализа риска должен завершаться процедурой определения уровня риска с применением матрицы риска [15, 16].

Из вышеприведенных определений следует, что при анализе риска, обусловленного столкновением ВС с птицами, необходимо оценивать вероятность каждого варианта тяжести возможных последствий:

- незначительных повреждений ВС либо отсутствия повреждений при столкновении;
- авиационного инцидента в результате повреждения ВС при столкновении;
- серьезного инцидента;
- аварии;
- катастрофы.

Из методов анализа при решении задачи количественного оценивания уровня риска наиболее приемлемым является комбинированный, т. е. сочетание статистического, расчетного и экспертного методов оценивания. Статистический метод приемлем для оценки вероятности столкновения ВС с птицами и, при наличии достаточного количества информации, – для оценки вероятности инцидента (или соответствующего повреждения ВС) в результате столкновения, т. е. для использования столбцов «1» и «2» степени тяжести в матрице риска (рис. 1). Вероятность более тяжелых возможных последствий (серьезный инцидент, авария, катастрофа) не может быть оценена по данным статистики авиационных событий в силу малой выборки, но может быть оценена косвенно, т. е. расчетным методом на основании актуализируемой пирамиды риска, построенной на статистике авиационных событий в России [17]. С учетом того, что оценка вероятности более тяжкого события вычисляется либо через статистическую вероятность (частоту) этого типа событий по факту (если события этого типа имели место в оцениваемом периоде), либо через вычисленную статистическую вероятность события менее тяжкого типа и условную вероятность развития более тяжкого события, если имело место событие менее тяжкое [15, 16, 18, 19].

На основе корреляции, установленной между количеством событий большей тяжести и количеством событий меньшей тяжести, эмпирическим путем получены формулы для вычисления вероятности авиационных событий каждого типа тяжести по совокупности причинных факторов с учетом значимости каждой группы причинных факторов [15]. Если рассмотреть частный случай, когда учитывается только одна группа причинных факторов («среда»), то ранее полученные формулы могут быть использованы для вычисления вероятности авиационных событий любой степени тяжести, классифицированной в ПРАПИ-98 [20]:

$$\hat{P}_{ст} = \frac{n_{ст}}{N}; \quad (1)$$

$$\hat{P}_{И} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{И,} n_{ст.} \bullet \hat{P}_{И/ст.}\right\}; \quad (2)$$

$$\hat{P}_{СИ} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{СИ,} (n_{И} \bullet \hat{P}_{СИ/И} + n_{ст.} \bullet \hat{P}_{СИ/ст.})\right\}; \quad (3)$$

$$\hat{P}_{Ав} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{Ав,} \max\left\{n_{СИ} \bullet \hat{P}_{Ав/СИ}, (n_{И} \bullet \hat{P}_{Ав/И} + n_{ст.} \bullet \hat{P}_{Ав/ст.})\right\}\right\}; \quad (4)$$

$$\hat{P}_{К} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{К,} \max\left\{n_{Ав} \bullet \hat{P}_{К/Ав}, \max\left\{n_{СИ} \bullet \hat{P}_{К/СИ}, (n_{И} \bullet \hat{P}_{К/И} + n_{ст.} \bullet \hat{P}_{К/ст.})\right\}\right\}\right\}, \quad (5)$$

где N – количество выполненных за оцениваемый период полетов (взлетов/посадок);

$n_{ст.}$ – количество столкновений ВС с птицами за оцениваемый период, не приведших к повреждениям ВС или к авиационным инцидентам;

$n_{И}$ – количество зарегистрированных авиационных инцидентов;

$n_{СИ}$ – количество серьезных инцидентов;

$P_{И/ст.}$ – условная вероятность инцидента при столкновении ВС с птицей;

$P_{СИ/ст.}$ – условная вероятность серьезного инцидента при столкновении ВС с птицей;

$P_{СИ/И}$ – условная вероятность серьезного инцидента при столкновении ВС с птицей, если имел место инцидент;

$n_{Ав}$ – количество аварий при столкновении ВС с птицей за оцениваемый период;

$P_{Ав/ст.}$ – условная вероятность аварии в результате столкновения ВС с птицей;

$P_{Ав/И,}$ $P_{Ав/СИ}$ – условная вероятность аварии, если имел место инцидент, серьезный инцидент (соответственно);

$n_{К}$ – количество катастроф при столкновении ВС с птицей за оцениваемый период;

$P_{К/ст.}$ – условная вероятность катастрофы в результате столкновения ВС с птицей за оцениваемый период;

$P_{К/И,}$ $P_{К/СИ,}$ $P_{К/Ав}$ – условная вероятность катастрофы в результате столкновения ВС с птицей, если имел место инцидент, серьезный инцидент, авария (соответственно) за оцениваемый период.

Условные вероятности могут вычисляться по параметрам пирамиды риска, относящейся к группе причинных факторов «среда» [17].

Использование экспертного метода оценивания риска столкновения ВС с птицей затруднено высокой степенью неопределенности и вариабельностью данных о столкновениях ВС с птицами, но при отсутствии статистических данных о столкновении с птицами, например при открытии новых линий, экспертный метод может остаться единственным в арсенале методического обеспечения СУБП эксплуатанта ВС [21].

Количественное оценивание риска столкновения с птицами в СУБП авиакомпании «ЮТэйр»

Необходимое для использования формулы (2) значение условной вероятности инцидента (повреждения ВС) в результате столкновения ВС с птицей ($P_{И/ст.}$) можно опреде-

Таблица 1
Table 1

Статистика столкновений с птицами в России
Bird strike statistics in Russia

Год	Количество столкновений (сообщений) $n_{ст.}$	Количество инцидентов $n_{и}$	Условная вероятность инцидента $P^{\wedge}_{и/ст} = \frac{n_{и}}{n_{ст.}}$
2016	701	84	0,11
2017	926	110	0,11
2018	947	74	0,07
2019	1299	83	0,04
2020	765	48	0,06
2021*	148	11	0,07
ИТОГ за период	**5586**	**410**	**0,07**

* Статистика столкновений ВС с птицами на территории России в 2021 году опубликована только за первый квартал [1–12].

лить из опубликованной ежегодной статистики столкновений с птицами в России [4] (табл. 1).

Средняя статистическая оценка условной вероятности авиационного инцидента при столкновении ВС коммерческой авиации с птицами в России: $P_{И/ст.-РФ} = 0{,}07$.

В авиакомпании «ЮТэйр» ведется строгий учет всех столкновений ВС с птицами, статистический анализ проводится ежемесячно (рис. 1). Средняя статистическая оценка условной вероятности авиационного инцидента при столкновении ВС авиакомпании с птицами: $P_{И/ст.-ЮТ} = 0{,}05$.

Полученная оценка условной вероятности авиационного инцидента $P_{И/ст.-ЮТ}$ позволяет определить вероятность инцидента, даже если в оцениваемом периоде инцидентов не было, но были зафиксированы столкновения с птицами без повреждений ВС.

Аналогично можно определить условную вероятность возможных событий большей тяжести (серьезного авиационного инцидента, аварии, катастрофы). Однако при отсутствии статистических данных по этим событиям, или при не репрезентативности данных (обычная ситуация для возможных, но редких событий), следует использовать соотношение событий по частной (по группе причинных факторов «среда») пирамиде рисков коммерческой авиации России с максимальным взлетным весом более 10 тонн: 1:1,7:17:803 [17]. Исходя из частной пирамиды рисков, условная вероятность серьезного инцидента при повреждении от столкновения с птицами (т. е. при имевшем место инциденте) $P_{СИ/И} = 0{,}021$; аварии $P_{Ав/И} = 0{,}002$; катастрофы $P_{К/И} = 0{,}0012$.

С учетом средней статистической оценки условной вероятности авиационного инцидента при столкновении ВС Авиакомпании с птицами $P_{И/ст.-ЮТ}$, полученной применительно к «ЮТэйр», и соотношений количества событий различной степени тяжести, полученных применительно к России (1:1,7:17:803), формулы (2)–(5) принимают готовый к практическому применению вид:

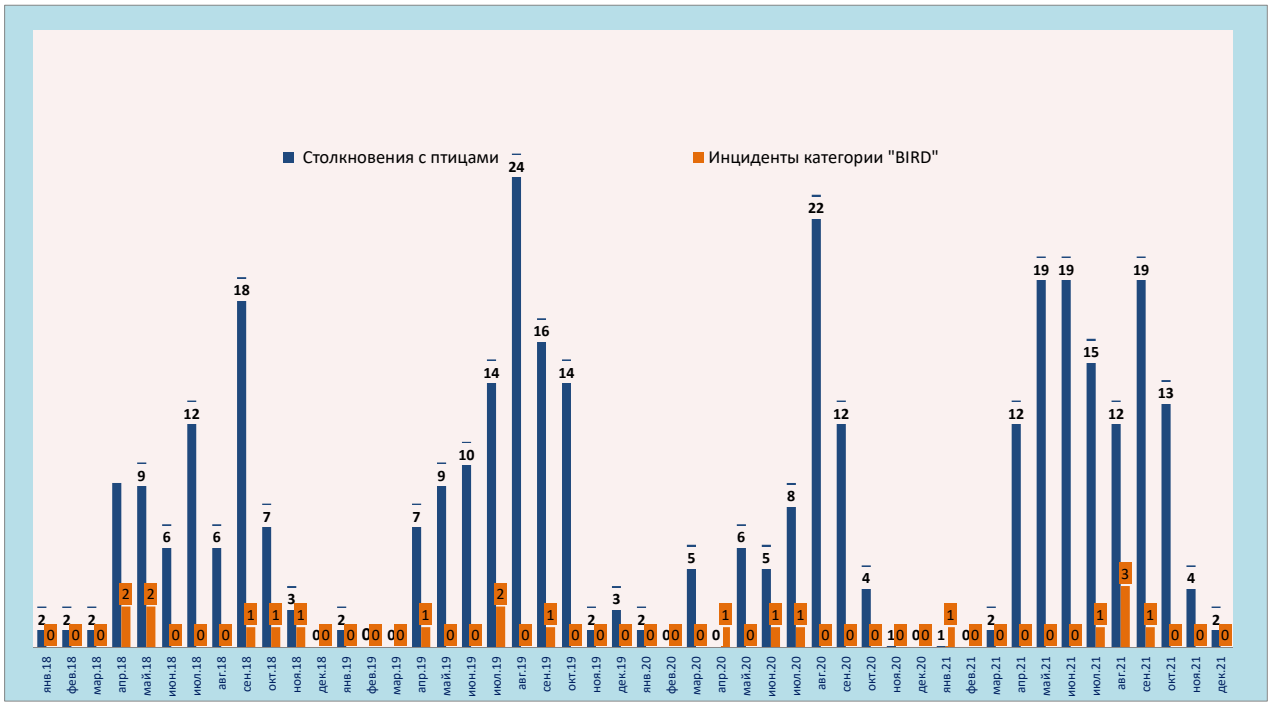

Рис. 1. Абсолютное количество столкновений ВС авиакомпании «ЮТэйр» с птицами по месяцам за период 2018–2021 годов

Fig. 1. Absolute number of UTair Aviation aircraft bird strikes by month over a period of 2018–2021

$$\hat{P}_{И-ЮТ} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{И}, 0,05n_{ст.}\right\}; \tag{6}$$

$$\hat{P}_{СИ-ЮТ} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{СИ}, (0,021n_{И} + 0,001n_{ст.})\right\}; \tag{7}$$

$$\hat{P}_{Ав-ЮТ} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{Ав,}\ \max\left\{0,1n_{СИ}, (0,002n_{И} + 0,0001n_{ст.}\right\}\right\}; \tag{8}$$

$$\hat{P}_{К-ЮТ} = \frac{1}{N}\max\left\{n_{К,}\ \max\left\{0,6n_{Ав}, \max\left\{0,6n_{СИ}, 0,0012n_{И}\right\}\right\}\right\}. \tag{9}$$

Формулы (1), (6)–(9) позволяют на любом временном участке летной деятельности Авиакомпании вычислить значения оценки вероятности событий каждой степени тяжести: «столкновение ВС с птицами без повреждения ВС», «авиационный инцидент», «серьезный авиационный инцидент», «авария», «катастрофа».

Для количественного оценивания уровня риска может быть использована обновленная и апробированная в СУБП авиакомпании «ЮТэйр» матрица оценки рисков, построенная на базе «матрицы индекса риска» ИКАО[6], но адаптированная к процессу количественного оценивания уровня риска в контуре управления риском СУБП эксплуатанта ВС [15, 13].

Согласно рекомендации ИКАО из получаемого по матрице риска набора значений индексов риска следует выбирать максимальное значение.

Если оценивать уровень риска для БП, обусловленного столкновениями ВС авиакомпании с птицами в 2021 году, то, исходя из статистики столкновений и значений условных вероятностей возможных авиационных событий, имеем:

[6] Doc 9859: Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). 4-е изд. // ИКАО, 2018. 218 с.

Вероятность		Степень тяжести (оценка серьезности)				
Правдоподобность (likelihood)	**Вероятность (probability)**	**1 Незначительная (отклонение, несоответствие)**	**2 Небольшая (инцидент)**	**3 Средняя (серьезный инцидент)**	**4 Значительная (авария)**	**5 Катастрофическая (катастрофа)**
A. Должно произойти / часто происходит	Часто, от 1 до 10^{-3} (более 100 событий на 100 тыс. полетов)	**1A Допустимый 5**	**2A Допустимый 10**	**3A Недопустимый 15**	**4A Недопустимый 20**	**5A Недопустимый 25**
B. Скорее всего произойдет / происходит время от времени	Редко, от 10^{-4} до 10^{-3} (от 10 до 100 событий на 100 тыс. полетов)	**1B Приемлемый 4**	**2B Допустимый 8**	**3B Допустимый 12**	**4B Недопустимый 16**	**5B Недопустимый 20**
C. Может произойти / весьма редко может произойти	Вероятно, от $5 \cdot 10^{-5}$ до 10^{-4} (от 5 до 10 событий на 100 тыс. полетов)	**1C Приемлемый 3**	**2C Допустимый 6**	**3C Допустимый 9**	**4C Допустимый 12**	**5C Недопустимый 15**
D. Вряд ли произойдет / маловероятно, что произойдет	Маловероятно от $5 \cdot 10^{-5}$ до 10^{-5} (от 1 до 5 событий на 100 тыс. полетов)	**1D Приемлемый 2**	**2D Приемлемый 4**	**3D Допустимый 6**	**4D Допустимый 8**	**5D Допустимый 10**
E. Вероятность крайне мала	Крайне мало вероятно менее 10^{-5} (менее 1 события на 100 тыс. полетов)	**1E Приемлемый 1**	**2E Приемлемый 2**	**3E Приемлемый 3**	**4E Приемлемый 4**	**5E Допустимый 5**

Рис. 2. Матрица риска
Fig. 2. Risk Matrix

- количество рейсов – 65928;
- количество столкновений ВС с птицами $n_{ст.} = 118$;
- количество инцидентов $n_{И} = 6$.

1. Статистическая вероятность столкновения с птицами в полете, вычисленная по формуле (1), $P_{ст.-ЮТ} = 0{,}0018$ (180 на 100 тыс. полетов, или 89 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка B в матрице риска (рис. 2), индекс **4**.

2. Статистическая вероятность инцидента, $P_{И-ЮТ} = 0{,}00009$, это 9 на 100 тыс. полетов,

или 4,5 на 100 тыс. взлетов и посадок, т. е. строка D в матрице риска, индекс **4**.

3. Расчетная оценка вероятности серьезного инцидента $P_{СИ\ расч.\text{-}ЮТ}$ = 0,0000018 (0,18 на 100 тыс. полетов, или 0,089 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка Е в матрице риска, индекс **3**.

4. Расчетная оценка вероятности аварии $P_{Ав\ расч.\text{-}ЮТ}$ = 0,000000018 (0,018 на 100 тыс. полетов, или 0,0089 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка Е в матрице риска, индекс **4**.

5. Расчетная оценка вероятности катастрофы $P_{К\ расч.\text{-}ЮТ}$ = 0,000000011 (0,011 на 100 тыс. полетов, или 0,0054 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка Е в матрице риска, индекс **5**.

Уровень риска оценивается по максимальному значению индекса риска, т. е. в 2021 году уровень риска, обусловленного столкновением ВС авиакомпании «ЮТэйр», – **5**, т. е. допустимый уровень.

Однако обращает на себя внимание количество столкновений ВС авиакомпании «ЮТэйр» с птицами в мае 2021 года (рис. 1):

- количество рейсов – 6140;
- количество столкновений ВС с птицами $n_{ст.}$ = 19;
- количество инцидентов $n_{И}$ = 0.

1. Статистическая вероятность столкновения с птицами в полете $P_{ст.\text{-}ЮТ}$ = 0,0031 (310 на 100 тыс. полетов, или 154 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка А в матрице риска, индекс **5**.

2. Расчетная оценка вероятности инцидента $P_{И\ расч.\text{-}ЮТ}$ = 0,000154 (15,4 на 100 тыс. полетов, или 7,7 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка С в матрице риска, индекс **6**.

3. Расчетная оценка вероятности серьезного инцидента $P_{СИ\ расч.\text{-}ЮТ}$ = 0,0000031 (0,31 на 100 тыс. полетов, или 0,15 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка Е в матрице риска, индекс **4**.

4. Расчетная оценка вероятности аварии $P_{Ав\ расч.\text{-}ЮТ}$ = 0,0000031 (0,31 на 100 тыс. полетов, или 0,15 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка Е в матрице риска, индекс **4**.

5. Расчетная оценка вероятности катастрофы $P_{К\ расч.\text{-}ЮТ}$ = 0,0000037 (0,37 на 100 тыс. полетов, или 0,19 на 100 тыс. взлетов и посадок), т. е. строка Е в матрице риска, индекс **5**.

Таким образом, при отсутствии инцидентов, обусловленных столкновением с птицами, **в мае** уровень риска с ВС авиакомпании «ЮТэйр» выше, чем в среднем за 2021 год, – **6, т. е. «допустимый»** (желтая зона по матрице риска), требуются корректирующие действия по снижению риска до уровня «приемлемый».

Заключение

Решение проблемы количественного оценивания уровня риска способствует повышению достоверности оценки за счет перехода с трехуровневого ранжирования риска (приемлемый, допустимый, недопустимый) к 25-уровневому ранжированию и позволяет:

- оценивать эффективность корректирующих действий, направленных на снижение риска, сравнением количественно оцененного уровня остаточного риска с первоначальным;
- оптимизировать управление риском по критерию эффективности корректирующих действий (по критерию «приращение уровня риска / стоимость») [21–24];
- заблаговременно выявлять аэродромы повышенного риска и планировать внеплановые проверки орнитологического обеспечения аэродромов государственными регулирующими и надзорными органами во исполнение Информации по БП № 5 2021 года;
- разрабатывать и реализовывать упреждающие корректирующие мероприятия по совершенствованию орнитологического обеспечения на аэродромах повышенного риска;
- периодически актуализировать рекомендации летному персоналу при столкновении с птицами и при угрозе столкновения (отдельно на этапах взлета и посадки).

Предложенный методологический подход к количественному оцениванию уровня риска, обусловленного столкновением ВС с птицами, обеспечивает функционирование кон-

тура управления риском в СУБП любого эксплуатанта ВС при выполнении ежемесячного анализа риска, обусловленного сезонными и региональными проявлениями орнитологического фактора опасности в России.

Методологический подход рекомендуется использовать в СУБП как эксплуатантов ВС, так и операторов аэродромов, поскольку позволяет реализовать контроль эффективности орнитологического обеспечения безопасности полетов с учетом сезонных и региональных особенностей любого аэродрома. В рамках государственной СУБП обеспечивается выполнение требований Постановления Правительства РФ от 18.11.2014 № 1215 по идентификации факторов опасности и оцениванию риска поставщиками авиационных услуг.

Список литературы

1. Мальков Ю.Г. Орнитологическая обстановка на территории аэропорта «Йошкар-Ола» и безопасность полетов // Труды Поволжского государственного технологического университета. Серия: Технологическая. 2019. № 7. С. 23–32.

2. Давыгора А.В., Ленева Е.А., Рябцов С.Н. Орнитологическая обстановка в аэропорту города Оренбург в весенний сезон // Вестник Западно-Казахстанского государственного университета. 2022. № 1 (85). С. 170–187. DOI: 10.37238/1680-0761.2022.85(1).80

3. Юдкин В.А., Грабовский М.А. Количественный метод оценки орнитологической обстановки на аэродроме // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 4. С. 48–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-48-59

4. Харин Р.В., Колодкин М.В., Кулакова С.А. Эколого-орнитологическая обстановка аэродрома «Игарка» и прилегающей территории в 2017–2018 гг. // Антропогенная трансформация природной среды. 2018. № 4. С. 163–166.

5. Курносенко Д.В., Баранов А.А. Эколого-орнитологическая характеристика аэропорта «Черемшанка» (аэроузла «Красноярск») и ее влияние на безопасность полетов гражданских воздушных судов // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. 2019. № 4. С. 7–10.

6. Баранов А.А., Курносенко Д.В., Хорош И.А. Эколого-орнитологическая характеристика аэропорта «Черемшанка» (аэроузла «Красноярск») в зимний период // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. 2021. № 11. С. 7–10. DOI: 10.37882/2223-2966.2021.11.01

7. Абдурахмонов С.М., Кулдашов О.Х. Автоматизированная система обеспечения орнитологической безопасности аэропорта // Автоматика и программная инженерия. 2020. № 1 (31). С. 113–116.

8. Носкова О.С., Колесова Н.Е., Баранов С.А. Сезонная и межгодовая динамика населения птиц нижегородского международного аэропорта // Трансформация экосистем. 2020. Т. 3, № 2 (8). С. 94–110. DOI: 10.23859/estr-200314

9. Рыбак Е.В. Особенности технического обслуживания воздушных судов семейства Airbus A-320 при повреждении посторонними предметами // Надежность и качество сложных систем. 2020. № 4 (32). С. 149–154. DOI: 10.21685/2307-4205-2020-4-16

10. Кухта А.Е., Большакова Н.П., Мацюра А.В. Концептуальные подходы к орнитологическому обеспечению безопасности полетов воздушных судов // Вестник Тувинского государственного университета. № 2 Естественные и сельскохозяйственные науки. 2017. № 2 (33). С. 96–105.

11. Абдурахмонов С.М., Кулдашов О.Х., Файзиматов Б.Н. Система для обеспечения орнитологической безопасности в аэропортах гражданской авиации // Безопасность труда в промышленности. 2020. № 10. С. 61–64. DOI: 10.24000/0409-2961-2020-10-61-64

12. Решенкин А.С., Псардиева Н.Н. Методы и средства отпугивания птиц в условиях взлета и посадки самолетов // Молодой исследователь Дона. 2021. № 1 (28). С. 68–72.

13. Силаева О.Л. Исследования столкновений воздушных судов с птицами по данным

экспертиз 2002–2019 гг. / О.Л. Силаева, М.В. Холодова, Т.В. Свиридова, С.А. Букреев, А.Н. Вараксин // Известия Российской академии наук. Серия биологическая. 2020. № 6. С. 636–645. DOI: 10.31857/S0002332920060120

14. Елисов Л.Н. Системный подход и человеческий фактор в орнитологической безопасности аэропорта / Л.Н. Елисов, Н.И. Овченков, В.Л. Филиппов, Е.А. Коняев, А.А. Лаптев // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 29. С. 99–106.

15. Гузий А.Г. Методология количественного оценивания риска для безопасности полетов в самолетном сегменте коммерческой авиации / А.Г. Гузий, А.Г. Капустин, А.М. Лушкин, А.В. Фокин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 4. С. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-33-42

16. Солдатов С.К. Априорное оценивание профессиональной надежности летчика на этапе подготовки к полетам / С.К. Солдатов, А.Г. Гузий, А.В. Богомолов, А.А. Шишов, Ю.А. Кукушкин, С.А. Щербаков, С.В. Кирий // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 8. С. 33.

17. Гузий А.Г., Лушкин А.М., Фокин А.В. Методология синтеза и коррекции «пирамиды риска» в самолетном сегменте коммерческой авиации России // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 4. С. 8–16. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-8-16

18. Soldatenko S., Bogomolov A., Ronzhin A. Mathematical modelling of climate change and variability in the context of outdoor ergonomics [Электронный ресурс] // Mathematics. 2021. Vol. 9, no. 22. ID: 2920. DOI: 10.3390/math9222920 (дата обращения: 12.02.2022).

19. Алешин С.В., Алпатов И.М., Чунтул А.В. и др. Человек и безопасность полетов: научно-практические аспекты снижения авиационной аварийности по причине человеческого фактора: сборник статей. М.: Когито-Центр, 2013. 288 с.

20. Майорова Ю.А. Аппарат экспертного анализа в процедурах управления состоянием сложных динамических проблем // Фундаментальные и прикладные исследования современной психологии: результаты и перспективы развития. М.: Институт психологии РАН, 2017. С. 2344–2351.

21. Богомолов А.В., Кукушкин Ю.А. Автоматизация персонифицированного мониторинга условий труда // Автоматизация. Современные технологии. 2015. № 3. С. 6–8.

22. Bogomolov A., Dragan S. Labour health and safety of personnel exposed to traffic and industrial noise // Advances in Social Science, Education and Humanities Research: Proceedings of the VIII International Scientific and Practical Conference. Amsterdam, 2021. Pp. 123–126. DOI: 10.2991/assehr.k.210322.095

23. Солдатов С.К. Методика определения зоны запрета размещения объектов на приаэродромных территориях по уровню электромагнитного воздействия на население и опыт ее применения / С.К. Солдатов, А.Н. Зеленин, С.П. Драган, А.А. Шишов, В.Н. Зинкин, А.В. Богомолов, А.А. Тамилин, В.В. Харитонов // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2021. Т. 55, № 6. С. 75–81. DOI: 10.21687/0233-528X-2021-55-6-75-81

24. Драган С.П. Обоснование методических подходов к определению границ санитарно-защитных зон приаэродромной территории по уровню шумового воздействия / С.П. Драган, С.В. Дроздов, С.К. Солдатов, А.В. Богомолов, А.А. Шишов, В.Н. Зинкин, В.В. Харитонов // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2021. Т. 55, № 5. С. 85–93. DOI: 10.21687/0233-528X-2021-55-5-85-93

References

1. Malkov, Yu.G. (2019). *Ornithological situation in the territory of the airport "Yoshkar-Ola"*. Trudy Povolzhskogo gosudarstvennogo tekhnologicheskogo universiteta. Seriya: Tekhnologicheskaya, no. 7, pp. 23–32. (in Russian)

2. Davygora, A.V., Leneva, E.A. & Ryabtsov, S.N. (2022). *Ornithological situation at the Orenburg airport in spring season*. Bulletin WKU, no. 1 (85), pp. 170–187. DOI: 10.37238/1680-0761.2022.85(1).80 (in Russian)

3. Yudkin, V.A. & Grabovsky, M.A. (2018). *Quantitative method of estimate of aerodrome birds hazard risk*. Civil Aviation High

Technologies, vol. 21, no. 4, pp. 48–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-48-59 (in Russian)

4. Kharin, R.V., Kolodkin, M.V. & Kulakova, S.A. (2018). *Ecological and ornithological situation of the airport "Igarca" and territory around in 2017–2018*. Anthropogenic Transformation of Environment, no. 4, pp. 163–166. (in Russian)

5. Kurnosenko, D.V. & Baranov, A.A. (2019). *Environmental ornitological characteristics of airport "Cheremshank" (air hand "Krasnoyarsk") and its impact on safety of flights of civil aircraft*. Sovremennaya nauka: aktualnyye problemy teorii i praktiki. Seriya: yestestvennyye i tekhnicheskiye nauki, no. 4, pp. 7–10. (in Russian)

6. Baranov, A.A., Kurnosenko, D.V. & Khorosh, I.A. (2021). *Ecological and ornithological characteristics of Cheremshanka airport (Krasnoyarsk air HUB) in winterd*. Sovremennaya nauka: aktualnyye problemy teorii i praktiki. Seriya: yestestvennyye i tekhnicheskiye nauki, no. 11, pp. 7–10. DOI: 10.37882/2223-2966.2021.11.01 (in Russian)

7. Abdurakhmonov, S.M. & Kuldashov, O.Kh. (2020). *Automated ornitological security system of the airport*. Avtomatika i programmnaya inzheneriya, no. 1 (31), pp. 113–116. (in Russian)

8. Noskova, O.S., Kolesova, N.E. & Baranov, S.A. (2020). *Seasonal and interannual dynamics of the bird population of the Nizhny Novgorod international airport*. Ecosystem Transformation, vol. 3, no. 2 (8), pp. 94–110. DOI: 10.23859/estr-200314 (in Russian)

9. Rybak, E.V. (2020). *Maintenance features aircraft of the airbus A320 family if damaged by foreign objects*. Reliability and quality of complex systems, no. 4 (32), pp. 149–154. DOI: 10.21685/2307-4205-2020-4-16 (in Russian)

10. Kukhta, A.E., Bolshakova, N.P. & Matsyura, A.V. (2017). *Conceptual approaches to ornithological safety of flights of aircraft*. Vestnik Tuvinskogo gosudarstvennogo universiteta, No. 2 Yestestvennyye i selskokhozyaystvennyye nauki, no. 2 (33), pp. 96–105. (in Russian)

11. Abdurakhmonov, S.M., Kuldashov, O.Kh. & Fayzimatov, B.N. (2020). *System for ensuring ornithological safety at civilian airports*. Occupational Safety in Industry, no. 10, pp. 61–64. DOI: 10.24000/0409-2961-2020-10-61-64 (in Russian)

12. Reshenkin, A.S. & Psardieva, N.N. (2021). *Methods and means of birds scaring during aircrafts take-off and landing of*. Young Don Researcher, no. 1 (28), pp. 68–72. (in Russian)

13. Silaeva, O.L., Kholodova, M.V., Sviridova, T.V., Bukreev, S.A. & Varaksin, A.N. (2020). *Research on aircraft collisions with birds according to identification examinations in 2002–2019*. Biology Bulletin, vol. 47, no. 6, pp. 624–632. DOI: 10.31857/S0002332920060120

14. Elisov, L.N., Ovchenkov, N.I., Filippov, V.L., Konyaev, E.A. & Laptev, A.A. (2019). *System approach and human factor in ornithological airport security*. Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), no. 29, pp. 99–106. (in Russian)

15. Guziy, A.G., Kapustin, A.G., Lushkin, A.M. & Fokin, A.V. (2019). *Quantitative risk estimation methodology for flight safety in airline segment of commercial aviation*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 4, pp. 33–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-4-33-42 (in Russian)

16. Soldatov, S.K., Guziy, A.G., Bogomolov, A.V., Shishov, A.A., Kukushkin, Yu.A., Shcherbakov, S.A. & Kiriy, S.V. (2007). [*A priori assessment of the professional reliability of a pilot at the stage of preparation for flights*]. Problemy bezopasnosti poletov, no. 8, pp. 33. (in Russian)

17. Guziy, A.G., Lushkin, A.M. & Fokin, A.V. (2018). *The methodology for the synthesis and correction of the "risk pyramids" in the airplane segment of commercial aviation of Russia*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 4, pp. 8–16. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-8-16 (in Russian)

18. Soldatenko, S., Bogomolov, A. & Ronzhin, A. (2021). *Mathematical modeling of climate change and variability in the context of outdoor ergonomics*. Mathematics, vol. 9,

no. 22, ID: 2920. DOI: 10.3390/math9222920 (accessed: 12.02.2022).

19. Aleshin, S.V., Alpatov, I.M., Chuntul, A.V. et al. (2013). [*Human and flight safety: scientific and practical aspects of reducing aviation accidents due to the human factor*: *proceedings*]. Moscow: Kogito-Tsentr, 288 p. (in Russian)

20. Mayorova, Yu.A. (2017). *The apparatus of the expert analysis in the management procedures as complex dynamic systems*. Fundamentalnyye i prikladnyye issledovaniya sovremennoy psikhologii: rezultaty i perspektivy razvitiya. Moscow: Institut psikhologii RAN, pp. 2344–2351. (in Russian)

21. Bogomolov, A.V. & Kukushkin, Yu.A. (2015). *Personalized monitoring automation of the labor conditions*. Avtomatizatsiya. Sovremennyye tekhnologii, no. 3, pp. 6–8. (in Russian)

22. Bogomolov, A. & Dragan, S. (2021). *Labor health and safety of personnel exposed to traffic and industrial noise*. Advances in Social Science, Education and Humanities Research. Proceedings of the VIII International Scientific and Practical Conference. Amsterdam, pp. 123–126. DOI: 10.2991/assehr.k.210322.095

23. Soldatov, S.K., Zelenin, A.N., Dragan, S.P., Shishov, A.A., Zinkin, V.N., Bogomolov, A.V., Tamilin, A.A. & Kharitonov, V.V. (2021). *Method of defining the object free zones on close-to-aerodrome territories by the criterion of electromagnetic influence on population and practical experience*. Aerospace and Environmental Medicine, vol. 55, no. 6, pp. 75–81. DOI: 10.21687/0233-528X-2021-55-6-75-81 (in Russian)

24. Dragan, S.P., Drozdov, S.V., Soldatov, S.K., Bogomolov, A.V., Shishov, A.A., Zinkin, V.N. & Kharitonov, V.V. (2021). *Substantiation of methodical approaches to defining borders of sanitary noise protection zones in aerodrome surroundings*. Aerospace and Environmental Medicine, vol. 55, no. 5, pp. 85–93. DOI: 10.21687/0233-528X-2021-55-5-85-93 (in Russian)

Сведения об авторах

Гузий Анатолий Григорьевич, доктор технических наук, профессор, заместитель директора по управлению безопасностью полетов ПАО «Авиакомпания "ЮТэйр"», anatoliy.guziy@utair.ru.

Костина Александра Петровна, ведущий специалист по мониторингу отдела анализа и управления риском ПАО «Авиакомпания "ЮТэйр"», Aleksandra.Kostina@utair.ru.

Information about the authors

Anatoliy G. Guziy, Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Director for Flight Safety Management of UTair Aviation, anatoliy.guziy@utair.ru.

Alexandra P. Kostina, Leading Expert in Monitoring of the Risk Analysis and Management Department of UTair Aviation, Aleksandra.Kostina@utair.ru.

Поступила в редакцию	26.05.2022	Received	26.05.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

УДК 351.814:656.7
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-25-36

Модели и алгоритмы поддержки принятия решений и их использование в тренажерной подготовке специалистов управления воздушным движением

А.М. Мацкевич[1]
[1]*Белорусская государственная академия авиации, г. Минск, Республика Беларусь*

Аннотация: Организация безопасной и эффективной перевозки грузов и пассажиров воздушным транспортом требует рационализации системы управления воздушным движением. Именно от результатов деятельности данной системы зависят все качественные характеристики перевозочного процесса. При этом особая роль в данной системе отводится диспетчерскому блоку, включающему одного или нескольких специалистов управления воздушным движением, основной профессиональной обязанностью которых является управление воздушным движением в пределах зоны их ответственности на основе непрерывного контроля воздушной обстановки. В рамках данной деятельности диспетчеры ежедневно принимают важные решения, от правильности которых напрямую зависит целостность воздушных судов, безопасность экипажей, пассажиров. Отмеченное выше обуславливает высокую значимость качественной подготовки специалистов управления воздушным движением, в том числе в границах отработки умений и навыков на основе специализированных тренажерных комплексов, поэтому в рамках статьи проведен анализ современных тренажеров для подготовки диспетчеров, который позволил выделить их идентичные конструктивные элементы. Дополнительно было произведено выделение слабых сторон современной тренажерной подготовки, заключающихся в наличии значительных затрат труда инструкторов и практическом отсутствии резервов расширения типового состава рисковых событий. На основании изложенного были проработаны ключевые характеристики оптимально выстроенного тренажерного комплекса, в основу которого положено использование в процессе обучения специалистов управления воздушным движением современных систем поддержки принятия решений. Адаптация данных моделей и алгоритмов позволит автоматизировать место инструктора и обеспечить динамичность системы в области пополнения возможных вариантов воздушного движения.

Ключевые слова: воздушное движение, воздушные судна, подсистема управления, профессиональная подготовка, тренажеры для подготовки диспетчеров, система поддержки принятия решений, автоматизированные системы.

Для цитирования: Мацкевич А.М. Модели и алгоритмы поддержки принятия решений и их использование в тренажерной подготовке специалистов управления воздушным движением // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 25–36. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-25-36

Models and algorithms for decision support and their use in the simulator training of air traffic control specialists

A.M. Matskevich[1]
[1]*Belarusian State Aviation Academy, Minsk, Republic of Belarus*

Abstract: The organization of safe and efficient transportation of goods and passengers by air requires the rationalization of the air traffic control system. It is from the operating results of this system that all the qualitative characteristics of the transportation process depend on. At the same time, a special role in this system is given to the control unit inclusive of one or more air traffic control specialists, whose main professional duty is to control air traffic within their area of responsibility based on continuous monitoring of the air situation. As part of this activity, controllers daily make important decisions, the correctness of which directly affects the integrity of aircraft, crews, and passengers. The stated above causes the crucial significance of high-quality training of air traffic control specialists, encompassing the development of skills and abilities, based on specialized training complexes. Therefore, within the framework of this article, an analysis of modern simulators for training controllers was carried out, which made it possible to emphasize their identical structural elements.

Additionally, the weaknesses of modern simulator training were identified, associated with the significant labor costs for instructors and the obvious deficiency of reserves for expanding the typical composition of risk events. With reference to the stated above, the key characteristics of an optimally built training complex were worked out, based on the use of modern decision-making support systems in the process of air traffic control specialists training. Adaptation of these models and algorithms will automate the instructor's position and ensure the dynamism of the system in the field of replenishment of possible air traffic options.

Key words: air traffic, aircraft, control subsystem, professional training, simulators for training controllers, decision-making support system, automated systems.

For citation: Matskevich, A.M. (2022). Models and algorithms for decision support and their use in the simulator training of air traffic control specialists. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 25–36. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-25-36

Введение

Система управления воздушным движением (УВД) относится к одной из наиболее сложных организационно-технических систем. Она представляет собой многомерную систему управления, которая характеризуется различными задачами, обуславливающими сложную иерархическую структуру, а также разнообразие процессов функционирования системы между ее структурными элементами. В результате ее стабильное и эффективное функционирование напрямую зависит от соблюдения ряда противоречивых требований, особое значение среди которых имеет высокая безопасность полетов наряду с высокой эффективностью их выполнения. Одновременно отмеченная сложность системы УВД значительно затрудняет процесс исследования основных аспектов внутреннего взаимодействия ее структурных элементов и не позволяет проводить объемные натурные исследования, что и обусловило существенное использование в данной сфере возможностей имитационного моделирования и специализированных программных комплексов, осуществляющих обработку и анализ поступающих данных.

Одной из составных частей системы УВД выступает диспетчерский блок (диспетчерская позиция), в рамках которого осуществляется деятельность диспетчера (специалиста) управления воздушным движением. Основной профессиональной обязанностью диспетчера является управление воздушным движением в пределах зоны его ответственности на основе непрерывного контроля траекторий движения воздушных судов и сложившейся воздушной обстановки, т. е. в функциональные обязанности специалиста УВД фактически входит ежедневное решение ключевых управленческих задач, напрямую влияющих как на эффективность выполнения полетов, так и на целостность воздушного судна, безопасность экипажа, пассажиров (при их наличии) и сохранность грузов, перевозимых на борту. В данных условиях особую актуальность приобретают вопросы правильной подготовки специалистов УВД, позволяющей минимизировать возможность наступления рисковой ситуации, обусловленной действием человеческого фактора. При этом одним из эффективных средств профессиональной подготовки специалистов УВД выступают тренажеры, позволяющие осуществлять моделирование критических ситуаций и последующее искусственное воспроизведение отдельных параметров на основе ранее заданных сценариев.

В исследованиях последних лет проблеме совершенствования системы подготовки специалистов УВД уделено внимание в исследованиях многих специалистов. Так, этой теме посвящены такие работы, как [1–7], содержащие вопросы построения эффективных моделей профессиональной подготовки, в том числе на основе совершенствования функционала используемых тренажеров. В работе [8, 9] рассмотрены специализированные модели, алгоритмы и программы поддержки принятия решений в системе УВД. Проблеме повышения качества профессиональной подготовки диспетчеров за счет реализации индивидуального подхода к обучению с использованием процедурных тренажеров уделено внимание также в научных

трудах [10–13]. В работах [14–16] исследованы принципы построения тренажерных систем подготовки диспетчеров с использованием современных информационных технологий и интеллектуальных систем для повышения качества такой подготовки. В исследованиях [17, 18] обоснованы средства и алгоритмы принятия решений в задачах управления воздушным движением. При этом проблема повышения эффективности деятельности специалистов УВД на основе совершенствования технологического процесса их подготовки остается недостаточно проработанной. В настоящее время все еще не рассмотрены вопросы проектирования и разработки перспективных тренажерных систем для профессиональной подготовки специалистов УВД, которые позволяли бы не просто формировать навыки и умения управления, а дополнительно оценивать профессиональные способности и возможности реагирования на внештатные ситуации за счет использования различных уровней сложности упражнений и существенного варьирования их содержания. Исходя из отмеченного, целью настоящей работы является исследование наиболее распространенных моделей поддержки принятия решений и интеллектуальных технологий проектирования тренажерных систем при последующем обосновании структуры и функционала оптимально выстроенного тренажерного комплекса.

Моделирование в сфере управления воздушным движением. Основы использования систем поддержки принятия решений

Как было отмечено ранее, система УВД представляет собой многомерную организационно-техническую систему, деятельность которой направлена на обеспечение безопасного и своевременного перемещения пассажиров и грузов с помощью воздушного транспорта. В рамках функционирования данной системы осуществляется ежедневное выполнение ключевых задач, среди которых планирование воздушного движения, организация процессов перемещения пассажиров и грузов, управление воздушными судами в заданных зонах и координация воздушного движения в целом. В соответствии с отмеченными задачами система УВД включает ряд подсистем, основной из которых выступает подсистема непосредственного управления в районах аэродромов и на воздушных трассах. Упрощенная схема управления в рамках данной подсистемы представлена на рис. 1.

Итак, основным элементом подсистемы непосредственного управления системы УВД выступает диспетчерский блок, включающий одного или нескольких диспетчеров. Данные специалисты на основании планов полетов, поступающих от плановой подсистемы, и аэронавигационной информации (сведениях об аэродромах, структуре воздушного пространства, радиочастотах, средствах радиотехнического обеспечения) регулируют движение одного или нескольких воздушных судов с целью предотвращения опасных ситуаций. При этом обеспечение процесса регулировки производится с использованием специальных систем связи и навигации.

Диспетчерский блок современных систем УВД одновременно тесно связан с функционированием систем поддержки принятия решений (СППР). Данные системы на базе моделирования альтернативных вариантов действия диспетчеров в рамках различных ситуаций позволяют обеспечивать получение заданного уровня количественных показателей работы с учетом имеющихся критических величин [19]. При этом функционирование СППР не приводит к исключению диспетчера из самого течения процесса принятия решений, а лишь позволяет ему получать достоверную и комплексную входную информацию и подготавливает базу для принятия оптимального управленческого решения. Окончательный выбор стратегии поведения лежит на специалисте УВД, который с учетом полученных исходных данных в рамках установленных критериальных величин осуществляет решение поставленной перед ним задачи. Структура СППР в рамках рабочего места специалиста УВД отражена на рис. 2.

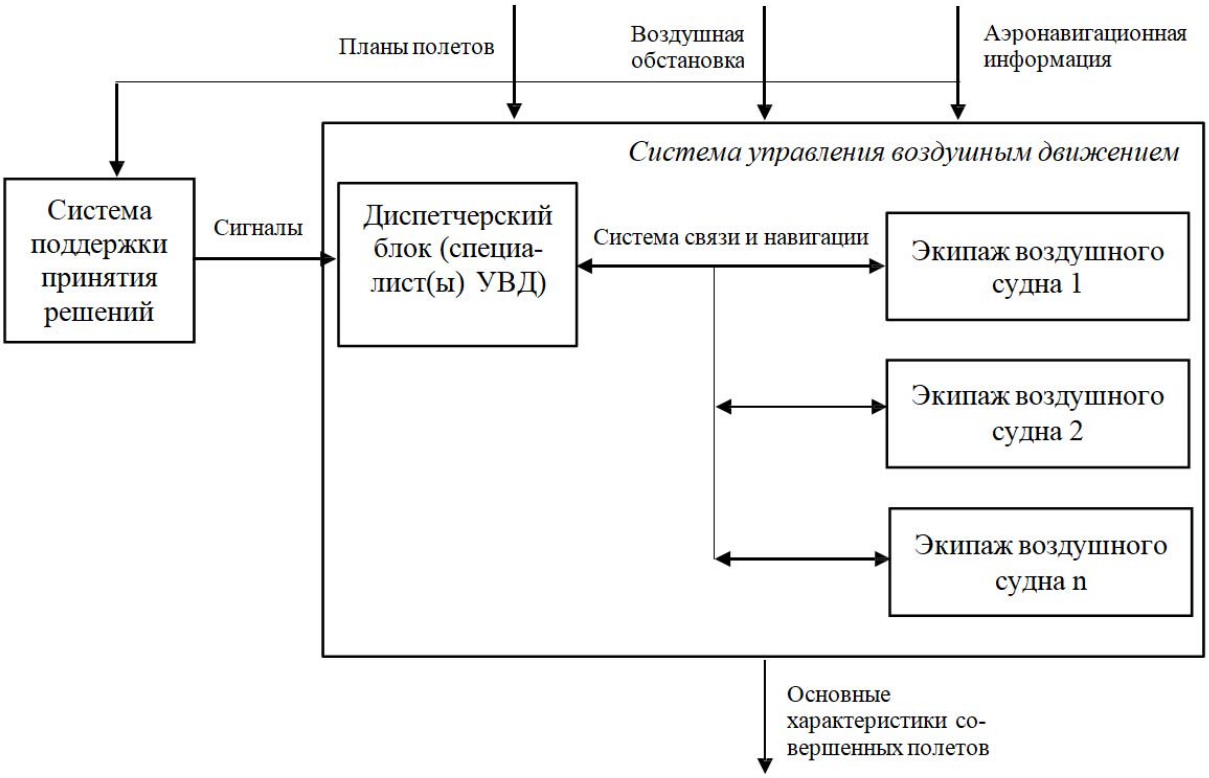

Рис. 1. Упрощенная схема функционирования подсистемы непосредственного управления системы УВД
Fig. 1. Simplified subsystem operation diagram of the direct control of the ATC system

В границах представленной структурной схемы видно, что ее системообразующим элементом является подсистема моделирования, которая обеспечивает формирование альтернативных вариантов построения траектории корректирующего маневра и определение параметров управляющих воздействий. Функционирование системы поддержки принятия решений на практике реализуется в отдельных средствах автоматизированного управления, которые на основе заложенных в них моделей и алгоритмов обеспечивают решение поставленной задачи с формированием перечня альтернатив, способствуя более быстрому решению возникших рисковых ситуаций.

Настоящие средства взаимодействуют с системой обработки информации и распознавания ситуации в рамках получения исходных данных и с диспетчером в границах предоставления результатов решения задачи. При этом вывод результатов, полученных в рамках решения оптимизационных задач, производится путем использования специалистами УВД специализированных инструментов, к которым относятся следующие [18, 20].

1. MONA (Monitoring Aids) – средство, выполняющее контроль соответствия движения воздушных средств заданным параметрам на основе анализа 4D-траекторий и осуществляющее напоминание (сигнализацию) диспетчеру о необходимых действиях.

2. SNET (Safety Net) – подсистема контроля безопасности, включающая систему предостережения о краткосрочных конфликтах STCA (Short Term Conflict Alert), функцию обнаружения воздушных средств в зонах ограничения APW (Area Proximity Warning), функцию отслеживания фактов снижения воздушных средств ниже минимальной безопасной высоты MSAW (Minimum Safe Altitude Warning) и систему обеспечения безопасной траектории воздушных судов при осуществлении посадки APM (Approach Path Monitor).

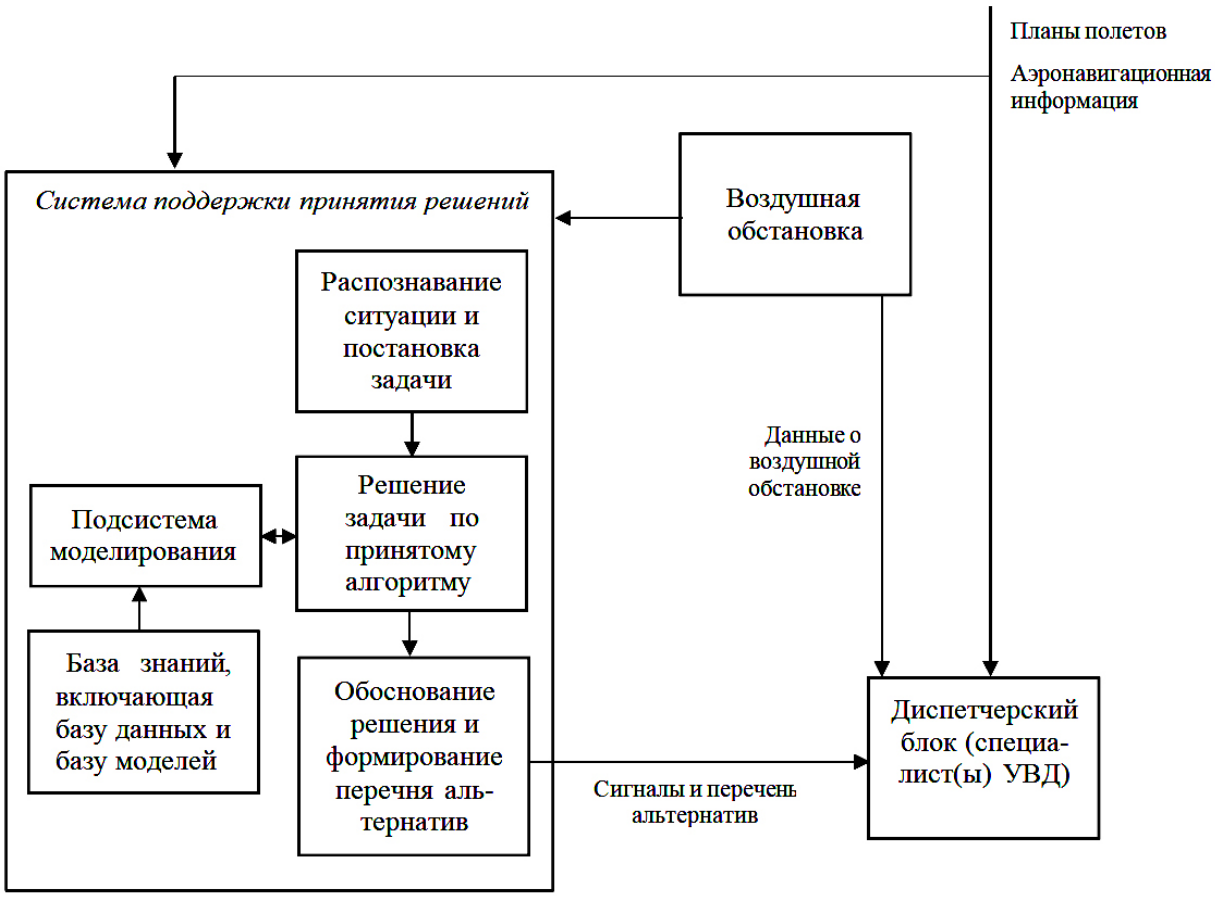

Рис. 2. Структурная схема системы поддержки принятия решений в рамках рабочего места специалиста УВД
Fig. 2. Block diagram of the decision-making support system within the workplace of an ATC specialist

3. MTCD (Medium-Term Conflict Detection) – средство обнаружения среднесрочных конфликтных ситуаций на глубине 20–60 мин на основе анализа 4D-траекторий.

4. CORA (Conflict Resolution Assistant) – система, оказывающая помощь диспетчеру в разрешении возникающих среднесрочных конфликтных ситуаций.

5. Инструменты организации прибытий и вылетов в виде AMAN (Arrival Manager) и DMAN (Departure Manager) соответственно, в рамках которых регулируется последовательность использования взлетно-посадочных полос.

Каждое из указанных средств, как было отмечено, предполагает моделирование ситуации в рамках конкретной модели и принятие решения на основе определенного алгоритма, позволяющего на основании имеющейся исходной информации сформировать конкретные рекомендации по работе специалистов. Данные модели в большинстве своем являются стохастическими и имеют средний (mesoscopic) или высокий уровень подробности (macroscopic). Наиболее распространенными из них являются следующие модели: AirTop (AirTop Soft S.A.), AwSim (Aerospace Engineering and Research Associates, Inc.), FACET (NASA Ames), HERMES (CAA/NATS), NARIM и TARGETS (CSSI Inc.), NASPAC, SDAT и SIMMOD (FAA), National Flow Model (Boeing), OPAS (DSNA), RAMS (EEC), Regional Traffic Model (Boeing), TAAM (Preston Aviation DSF), SAAM и NEVAC (EUROCONTROL), «Синтез» (АО «ВНИИРА») и КИМ ОрВД (ГосНИИАС).

Функциональные возможности большинства из отмеченных моделей включают: моделирование траектории полета (оптимизация маршрута с учетом дальности, ветра и погодных условий), моделирование внешней среды (учет запретных зон и погодных условий), моделирование области выполнения полетов (моделирование приаэродромной зоны, коридоров движения, мест стоянки), моделирование средств связи и навигации (моделирование загрузки системы связи и обеспеченности навигационными средствами), моделирование эшелонирования (обнаружение и разрешение конфликтов), вычисление дополнительных показателей в рамках моделирования (расчет пропускной способности, мгновенного числа воздушных средств, полетного времени и самолетных задержек, возникших и разрешенных конфликтных ситуаций) и поддержку функции моделирования через предоставление протоколов моделирования и выходных отчетов. Помимо указанных функций в отмеченных моделях реализованы и иные функции, упрощающие процесс управления полетами. Одновременно в них используется ограниченный объем оптимизационных процедур (в ряде случаев для решения оптимизационных задач используются стандартные процедуры из унифицированных пакетов) и практически отсутствует учет загрузки диспетчеров и совершаемых ими ошибок. Отмеченные «узкие места» обуславливают увеличение времени, затрачиваемого на решение оптимизационных задач, и сокращение эффективности диспетчерской подготовки.

В связи с указанным выше все более широкое распространение в настоящее время находят специализированные алгоритмы оптимизации, которые адаптируются под функциональные особенности средства автоматизации УВД и подсистемы моделирования. Например, в рамках работы монитора обнаружения среднесрочных конфликтных ситуаций (MTCD) и средства разрешения конфликтных ситуаций (CORA) нашел применение алгоритм коррекции 4D-траектории движения ВС по вертикальному профилю с учетом команд диспетчера. Моделирование «конфликтной» ситуации в рамках данного алгоритма производится в радиусе 5 мин от 4D-траектории движения на глубину до заданной высоты. В рамках работы менеджера прилета (AMAN), с целью рационального выбора посадочных курсов, реализуется алгоритм решения задачи автоматизированного реагирования на изменение конфигурации структуры воздушного пространства аэроузла. Дополнительно, в рамках моделирования посадки, используются алгоритм назначения приоритетов ВС без учета удаленности от соответствующего стандартного маршрута прилета; алгоритм последовательного формирования приоритетных списков ВС в очереди на посадку и алгоритм определения первоочередности посадки ВС на соответствующую взлетно-посадочную полосу.

Таким образом, управление воздушным движением на современном этапе неразрывно связано с функционированием систем поддержки принятия решений, реализуемых в отдельных средствах автоматизированного управления, которые на основе заложенных в них моделей и алгоритмов обеспечивают решение поставленных задач. Одновременно практика применения моделирования затрагивает и иные области управления, среди которых особый интерес представляет профессиональная подготовка специалистов УВД.

Применение моделей поддержки принятия решений в тренажерной подготовке

С учетом высокой актуальности использования основ математического и имитационного моделирования в области профессиональной подготовки специалистов УВД, наряду с изучением основ применения систем поддержки приятия решений в области организации воздушного движения, в процессе исследования был проведен анализ современных тренажеров, используемых для подготовки специалистов УВД в рамках отечественных и зарубежных организаций, который позволил выделить имеющиеся идентичные конструктивные элементы и свести их в единую схему, отраженную на рис. 3.

Рис. 3. Обобщенная схема тренажера для подготовки специалистов УВД
Fig. 3. Generalized diagram of a simulator for training ATC specialists

Так, основным элементом тренажерных систем, используемых для подготовки специалистов УВД, является рабочее место диспетчера, в рамках которого, исходя из смоделированных условий, производится обучение. Для организации работы тренажера привлекаются пилоты-операторы (инструкторы), в задачи которых входит моделирование контура «диспетчер – пилот ВС», в том числе в границах внесения корректировок, затрагивающих любые параметры полета, вручную. При этом количество ВС, приходящихся на одного пилота-оператора, зачастую весьма существенное, что может вызвать задержку или ошибочный ответ с его стороны. Одновременно традиционный вариант организации тренажерной подготовки предполагает наличие на модульном этапе обучения одного псевдопилота и одного инструктора на одного обучающегося.

Работа тренажера осуществляется способом, описанным далее. В рамках функционирования подсистемы моделирования воздушной обстановки на основе имеющейся базы данных упражнений, а также блока формирования плана полетов и блока дан-

ных структуры воздушного пространства производится создание модели, характеризующейся конкретными параметрами воздушного движения. Данная модель выгружается на рабочее место диспетчера, который в режиме реального времени решает установленные задачи с учетом параметров полета, задаваемых пилотом-оператором в границах всего перечня ВС. Все действия диспетчера контролируются и оцениваются с помощью аппаратуры контроля и оценки и передаются инструктору, который в свою очередь корректирует параметры полета и выдаваемые диспетчеру данные.

В рамках описанной схемы работы диспетчер получает возможность отработки различных опасных ситуаций без наличия реального риска для целостности ВС, безопасности экипажа, пассажиров и сохранности грузов. При этом современные тренажеры обеспечивают отработку навыков диспетчеров в границах решения следующих задач:

- моделирования и искусственного воспроизведения условий внешней среды и основных показателей движения ВС в регулируемом масштабе (с возможностью настройки реального, замедленного или ускоренного варианта) в соответствии с управляющими воздействиями пилота-оператора;
- моделирования и реализации отдельных факторов рабочей среды, позволяющих обеспечить возникновение у диспетчера ощущений, соответствующих конкретно смоделированной ситуации;
- контроля, регистрации и анализа действий диспетчера и пилота-оператора в процессе решения смоделированной задачи с возможностью прерывания обучения и возврата на необходимый этап принятия решения;
- систематизации результатов обучения в рамках соответствующих отчетов и их воспроизведения.

Исходя из отмеченного, можно сделать вывод, что использование возможностей моделирования в границах функционирования тренажеров является весьма узким и затрагивает лишь область построения исходных данных. Оценка действий обучающегося производится пилотом-оператором, а формирование грамотных алгоритмов работы осуществляется на основании практического опыта решения заданного набора упражнений. Данный вариант организации обучения требует значительных затрат труда инструкторов и практически не содержит возможности расширения типового состава рисковых событий, что значительно снижает общую эффективность образовательного процесса.

Рациональное построение тренажерных комплексов требует реализации иного подхода к обучению и использования современных технологий, оптимизирующих процесс подготовки специалистов УВД за счет грамотного информационного, программного и аппаратного сопряжения тренажных средств. Оптимально выстроенный тренажер должен обеспечивать полноту и идентичность предоставляемой диспетчеру в процессе обучения информации и пространственно-временных характеристик его управляющих воздействий, а также предполагать решение ряда разнонаправленных задач, т. е. содержать различные виды тренировочных упражнений, соответствующих максимально возможному количеству альтернативных вариантов развития ситуаций. Кроме того, важно предусмотреть возможность модернизации разрабатываемых тренажерных систем с учетом изменения условий внешней среды и расширения комплекса необходимых для решения задач. Выполнение указанных задач и требований может быть обеспечено путем использования в тренажерных системах моделей и алгоритмов, заложенных в основу СППР, адаптация которых позволит автоматизировать место инструктора и обеспечить динамичность системы в области пополнения возможных вариантов воздушного движения.

В предложенном варианте в рамках представленной выше схемы тренажера для подготовки специалистов УВД на смену пилоту-оператору придет автоматизированная система, построенная на основе моделей поддержки принятия решений, оптимизационных ал-

горитмов, а также разработанной системы оценки действий обучающихся. В границах данных алгоритмов любое действие диспетчера в процессе обучения будет или соответствовать, или не соответствовать возможному перечню альтернатив, что и обусловит правильность выполнения упражнений. Выходные и промежуточные результаты контроля деятельности обучающихся будут заноситься в базу данных результатов тренировки, и после отработки комплекса типовых задач автоматизированная система подготовки диспетчеров будет определять степень их готовности к работе на реальном объекте или их готовность к переходу на отработку другой тренировочной задачи. Организация процесса обучения в данном варианте позволит сократить затраты труда пилотов-операторов за счет исключения необходимости постоянного мониторинга результатов деятельности обучающегося (и соответствующего высвобождения данного времени) и приведет к повышению объективности оценки, обусловленному функционированием точной математической модели и минимизацией действия человеческого фактора. Кроме того, за счет автоматизированного характера системы, в случае невыполнения какой-либо типовой задачи, будет формироваться дальнейшая индивидуальная программа подготовки обучающегося с учетом его способностей, навыков и умений. Дополнительно за счет связи с реальными алгоритмами и наличия базы данных результатов проводимых тренировок (в том числе совершаемых в ходе обучения ошибок), система обучения будет подвергаться постоянному расширению возможных исходов и рисковых ситуаций, т. е. у диспетчеров будет обеспечено формирование гибких, адаптивных навыков, которые могут быть использованы в прогнозируемых реальных условиях его деятельности.

Заключение

Таким образом, в рамках проведенного исследования было однозначно установлено, что используемые в настоящее время в области подготовки специалистов УВД тренажерные системы характеризуются наличием идентичных конструктивных элементов и единым алгоритмом работы, в рамках которого на основании смоделированной ситуации производится взаимодействие обучающегося и пилота-оператора. Данный вариант организации подготовки специалистов УВД при этом характеризуется значительными затратами труда инструкторов (пилотов-операторов), весьма узким использованием функциональных возможностей моделирования и практическим отсутствием резервов расширения типового состава рисковых событий, что позволяет говорить о высокой значимости проработки ключевых характеристик оптимально выстроенного тренажерного комплекса с последующей разработкой соответствующей модели.

С целью исключения имеющихся недостатков дальнейшее развитие тренажерных комплексов предложено связывать с разработкой автоматизированных систем, выстроенных на основе использования моделей поддержки принятия решений и оптимизационных алгоритмов, а также разработанной системы оценки действий обучающихся. В границах данных алгоритмов любое действие диспетчера в процессе обучения будет или соответствовать, или не соответствовать возможному перечню альтернатив, что и обусловит правильность выполнения упражнений. Использование современных моделей и алгоритмов поддержки принятия решений в процессе подготовки специалистов УВД позволит автоматизировать место пилота-оператора (система будет использоваться взамен пилота-оператора и станет составляющей тренажерного комплекса), сократив установленный уровень затрат труда за счет исключения необходимости постоянного мониторинга результатов и соответствующего высвобождения данного времени, а также обеспечит динамичность системы в области пополнения возможных вариантов воздушного движения. Кроме того, предполагается повышение объективности оценки результатов обучения в результате функционирования точной математической модели и минимизации действия человеческого фактора.

Список литературы

1. **Бусленко Н.П.** Моделирование сложных систем. М.: ИНФРА-М, 2008. 356 с.

2. **Дегтярев О.В., Зубкова И.Ф.** Методы и особенности математического моделирования систем организации воздушного движения // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 4. С. 62–76.

3. **Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цесарский Л.Г.** Безопасность полета самолета: концепция и технология. М.: Изд-во МАИ, 2010. 196 с.

4. **Обухов Ю.В.** Имитационные модели, алгоритмы и программы для анализа безопасности полетов в системе управления воздушным движением: автореф. дис. … канд. техн. наук. М.: ГосНИИАС, 2019. 23 с.

5. **Онипченко П.Н., Павленко М.А., Тимочко А.И.** Управление воздушным движением и перспективные направления его совершенствования // Наука и техника воздушных сил военных сил Украины. 2015. № 2 (19). С. 38–41.

6. **Шатраков Ю.** Автоматизированные системы управления воздушным движением. СПб.: Политехника, 2014. 450 с.

7. **Иванов А.Ю., Астапов К.А., Плясовских А.П.** Некоторые вопросы построения систем голосового управления в тренажерных комплексах управления воздушным движением гражданской авиации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 198. С. 129–135.

8. **Филимонюк Л.Ю.** Модели и методы поддержки принятия решений для компьютерных тренажеров авиационно-транспортных систем: дис. … канд. техн. наук. Саратов: СГТУ им. Ю.А. Гагарина, 2012. 140 с.

9. **Куренко А.Б., Симонов А.А.** Знаниеориентированные модели, алгоритмы и программы поддержки принятия решений в системе «руководитель полетов – летчик – летательный аппарат» // Современные информационные технологии в управлении и профессиональной подготовке операторов сложных систем: тезисы докладов Международной научно-практической конференции. Кировоград, 17–18 декабря 2003 г. Кировоград: ГЛАУ, 2003. С. 72–73.

10. **Борисов В.Е., Борсоев В.А., Бондаренко А.А.** Разработка перспективных тренажеров, имеющих голосовую поддержку, с функцией автоматизации оценки навыков диспетчеров по управлению воздушным движением // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 6. С. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-8-19

11. **Борисов В.Е., Карнаухов В.А.** Методы формализации тренажерной подготовки диспетчеров управления воздушным движением // Перспективы развития науки и образования: материалы Международной научно-практической конференции. Тамбов, 30 декабря 2017 г. С. 16–19.

12. **Arico P.** A passive brain – computer interface application for the mental workload assessment on professional air traffic controllers during realistic air traffic control tasks / P. Arico, G. Borghini, G.D. Flumeri, A. Colosimo, S. Pozzi, F. Babiloni // Progress in Brain Research. 2016. Vol. 228. Pp. 295–328. DOI: 10.1016/bs.pbr.2016.04.021

13. **Reva O.** Ergonomic assessment of instructors' capability to conduct personality-oriented training for air traffic control (ATC) personnel / O. Reva, S. Borsuk, V. Shulgin, S. Nedbay // Advances in Intelligent Systems and Computing. 2020. Vol. 964. Pp. 783–793. DOI: 10.1007/978-3-030-20503-4_70

14. **Горенков А.Н.** Современные тренажерные и моделирующие комплексы в системе профессиональной подготовки специалистов УВД // Транспортное дело России. 2016. № 4. С. 70–73.

15. **Иванов А.Ю., Панкова О.В., Плясовских А.П.** Использование искусственного интеллекта в тренажерных системах обучения руководству полетами на авиационных полигонах // Вестник воздушно-космической обороны. 2014. № 4 (4). С. 108–112.

16. **Павлечко М.А.** Принципы построения перспективных тренажерных систем подготовки операторов АСУ динамическими объектами / М.А. Павлечко, И. Тимочко, Г.С. Степанов, В.А. Чернов // Современные

информационные технологии в сфере безопасности и обороны. 2014. № 1 (19). С. 112–117.

17. Борсоев В.А. Принятие решения в задачах управления воздушным движением. Методы и алгоритмы / В.А. Борсоев, Г.Н. Лебедев, В.Б. Малыгин, Е.Е. Нечаев, А.О. Никулин, Тин Пхон Чжо, под ред. Е.Е. Нечаева. М.: Радиотехника, 2018. 432 с.

18. Коновалов А.Е., Юркин Ю.А. Средства поддержки принятия решения диспетчерами управления воздушным движением // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 198. С. 118–123.

19. Коникова Е.В. Система поддержки принятия решения при оперативном управлении наземным обеспечением авиаперевозок // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. № 118. С. 147–152.

20. Струкова А.В. Обеспечение внедрения модернизируемой структуры и автоматизации процессов управления воздушным движением в зоне ответственности московского района управления воздушным движением // Информационно-технологический вестник. 2018. № 3 (17). С. 46–54.

References

1. Buslenko, N.P. (2008). [*Complex systems modelling*]. Moscow: INFRA-M, 356 p. (in Russian)

2. Degtyarev, O.V. & Zubkova, I.F. (2012). *Methods and features of mathematical simulation of air traffic management systems*. Journal of Computer and Systems Sciences International, vol. 51, no. 4, pp. 535–548.

3. Novozhilov, G.V., Nejmark, M.S. & Czesarskij, L.G. (2010). [*Aircraft flight safety: concept and technology*]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)

4. Obukhov, Yu.V. (2019). [*Simulation models, algorithms and programs for the flight safety analysis in the air traffic control system: candidate of technical sciences thesis abstract*]. Moscow: GosNIIAS, 23 p. (in Russian)

5. Onipchenko, P.N., Pavlenko, M.A. & Timochko, A.I. (2015). [*Air traffic control and perspective directions of its improvement*]. Nauka i tekhnika vozdushnykh sil voyennykh sil Ukrainy, no. 2 (19), pp. 38–41. (in Russian)

6. Shatrakov, Yu. (2014). [*Automated air traffic control systems*]. St.Petersburg: Politekhnika, 450 p. (in Russian)

7. Ivanov, A.Yu., Astapov, K.A. & Plyasovskikh, A.P. (2013). *Some questions of making voice command systems with apply in air traffic control training complexes*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 198, pp. 129–135. (in Russian)

8. Filimonyuk, L.Yu. (2012). [*Models and methods of the decision support for computer simulators of aviation transport systems: thesis of technical sciences candidate*]. Saratov, 140 p. (in Russian)

9. Kurenko, A.B. & Simonov, A.A. (2003). [*Knowledge-oriented models, algorithms and decision support programs in the system "flight director – pilot – aircraft"*]. Sovremennyye informatsionnyye tekhnologii v upravlenii i professionalnoy podgotovke operatorov slozhnykh sistem: tezisy dokladov Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii, pp. 72–73. (in Russian)

10. Borisov, V.E., Borsoev, V.A. & Bondarenko, A.A. (2020). *Development of advanced voice-supported simulators with the function of automated estimation of air traffic controllers skills*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 6, pp. 8–19. (in Russian) DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-8-19

11. Borisov, V.E. & Karnaukhov, V.A. (2017). [*Formalization methods for air traffic controllers simulator training*]. Perspektivy razvitiya nauki i obrazovaniya: materialy Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii. Tambov, pp. 16–19. (in Russian)

12. Arico, P., Borghini, G., Flumeri, G.D., Colosimo, A., Pozzi, S. & Babiloni, F. (2016). *A passive brain-computer interface application for the mental workload assessment on professional air traffic controllers during realistic air traffic control tasks*. Progress in Brain Research, vol. 228, pp. 295–328. DOI: 10.1016/bs.pbr.2016.04.021

13. Reva, O., Borsuk, S., Shulgin, V. & Nedbay, S. (2020). *Ergonomic assessment of*

instructors' capability to conduct personality-oriented training for air traffic control (ATC) personnel. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol. 964, pp. 783–793. DOI: 10.1007/978-3-030-20503-4_70

14. Gorenkov, A.N. (2016). *Modern simulator and modeling complex in the system of professional training ATC*. Transport Business of Russia, no. 4, pp. 70–73. (in Russian)

15. Ivanov, A.Yu., Pankova, O.V. & Plyasovskikh, A.P. (2014). *Use of artificial intelligence in training systems of flighting management on air firing ground*. Vestnik vozdushno-kosmicheskoy oborony, no. 4 (4), pp. 108–112. (in Russian)

16. Pavlechko, M.A., Timochko, I., Stepanov, G.S. & Chernov, V.A. (2014). [*Principles of building advanced simulator systems for training ACS operators with dynamic objects*] Sovremennyye informatsionnyye tekhnologii v sfere bezopasnosti i oborony, no. 1 (19), pp. 112–117. (in Russian)

17. Borsoev, V.A., Lebedev, G.N., Malygin, V.B., Nechaev, E.E., Nikulin, A.O. & Tin Phon Chzho. (2018). [*Decision-making in air traffic control tasks. Methods and algorithms*], in Nechaev E.E. (Ed.). Moscow: Radiotekhnika, 432 p. (in Russian)

18. Konovalov, A.E. & Yurkin, Yu.A. (2013). *Advanced ATC support tools*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 198, pp. 118–123. (in Russian)

19. Konikova, E.V. (2007). *Sistem of support of decision-making at an operative management the surface providing of air transportation*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 118, pp. 147–152. (in Russian)

20. Strukova, A.V. (2018). *Ensuring the implementation of the modernized structure and automation of air traffic control processes in the area of responsibility of the Moscow district of air traffic control*. Informatsionno-tekhnologicheskiy vestnik, no. 3 (17), pp. 46–54. (in Russian)

Сведения об авторе

Мацкевич Анна Михайловна, магистр образования, аспирант, заведующая кафедрой языковой подготовки факультета гражданской авиации УО «Белорусская государственная академия авиации», krukovich.am@gmail.com.

Information about the author

Anna M. Matskevich, Master's Degree, Postgraduate Student, Head of the Language Training Chair of the Civil Aviation Department, Belarusian State Academy of Aviation, krukovich.am@gmail.com.

Поступила в редакцию	04.01.2022	Received	04.01.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

УДК 629.071
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-37-47

К задаче имитационного моделирования сложных и аварийных полетных ситуаций в процессе тренажерной подготовки пилота вертолета Ми-8 МТВ

П.Н. Рыбкин[1], Ю.М. Чинючин[2]
[1] АО «НПО "СПАРК"», г. Санкт-Петербург, Россия
[2] Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

Аннотация: В статье рассмотрен способ получения необходимых исходных данных для адекватного математического моделирования нестационарных процессов в компьютерных и летном тренажерах вертолета Ми-8МТВ. Суть способа: видеофиксация нестационарных режимов силовой установки в реальном полете и расчет полученных зависимостей по известным формулам механики, аэродинамики, теории газотурбинных авиадвигателей и др. Далее, «наложением» расчетных зависимостей на полученные фотофиксацией находят значения параметров, определяющих поведение силовой установки вертолета (момент инерции несущей системы вертолета и др.) в нестационарных режимах. Полученные таким образом параметры позволяют перейти к решению задачи построения информационной картины поведения силовой установки вертолета в сложных и аварийных ситуациях, при которых получить реальную картину без нарушения требований по обеспечению безопасности полетов невозможно. Принимая во внимание данные обстоятельства, рассматривается возможность успешного и безопасного решения задачи путем математического моделирования переходных режимов работы силовой установки как в условиях нестационарных, так и сложных и аварийных ситуациях. Имитация данных ситуаций и их парирование реализуются на базе вертолетных тренажерных устройств. В реальном полете экипаж вертолета оценивает состояние функциональных систем и развитие сложных и аварийных ситуаций по показаниям стрелочных приборов, цифровых индикаторов, сигнальных табло и других информационных средств, расположенных в кабине, при этом не только по значениям параметров, но и по динамике их изменения во времени. В течение этого времени пилот должен определить возникшую ситуацию и принять решение о необходимых дальнейших действиях.

Ключевые слова: силовая установка, свободная турбина, несущий винт, тренажеры вертолета, сложные и аварийные ситуации, математические модели, режимы работы, малый газ, правая коррекция.

Для цитирования: Рыбкин П.Н., Чинючин Ю.М. К задаче имитационного моделирования сложных и аварийных полётных ситуаций в процессе тренажёрной подготовки пилота вертолёта МИ-8 МТВ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 37–47. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-37-47

To the problem of simulation modelling of abnormal and emergency flight situations in the process of Mi-8MTV helicopter pilot simulation training

P.N. Rybkin[1], Yu.M. Chinynchin[2]
[1]Joint Stock Company "SPA "SPARC", St. Petersburg, Russia
[2]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract: The article examines a method of obtaining the required initial data for adequate mathematical modelling of non-stationary processes in the Mi-8MTV helicopter computer and flight simulators. The principle of the method is as follows: the video fixation of non-stationary modes of the power plant operation in a real flight and the computation of the obtained dependencies according to the known formulas of mechanics, aerodynamics, the theory of gas turbine aircraft engines, etc. are analysed. Moreover, by juxtaposing the computed dependencies and the obtained video fixation, the parameter values, that

determine the helicopter power plant behaviour (the inertia moment of the helicopter main rotor system, etc.) in the non-stationary modes, are found. These parameters allow us to solve the problem by modelling a complete picture of the helicopter power plant behaviour in abnormal and emergency situations, under which, it is impossible to formulate an objective verdict without violating flight safety requirements. Given the circumstances, the feasibility of an advantageous and reliable solution to the problem is considered using mathematical modelling of the transient power plant operation modes both in non-stationary conditions and in abnormal and emergency situations. A simulation of these scenarios and responsive actions is carried out using helicopter simulators. In a real flight, a helicopter crew monitors the functional systems status and the development of abnormal and emergency situations relying on readings from dial instruments, digital indicators, annunciators, and other computer-aided facilities in the cockpit, not only by the parameter values, but also by dynamics of their variation in flight. Within this timespan, the pilot must assess an abnormal situation and decide on required actions.

Key words: power plant, free power turbine, main rotor, helicopter simulators, abnormal and emergency situations, mathematical models, operating modes, idle, right throttle.

For citation: Rybkin, P.N. & Chinynchin, Yu.M. (2022). To the problem of simulation modelling of abnormal and emergency flight situations in the process of Mi-8MTV helicopter pilot simulation training. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 37–47. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-37-47

Введение

Информационная картина, реализуемая на дисплейных и комплексных летных тренажерах, должна быть адекватной реальной информационной картине, наблюдаемой пилотом в полете [1].

Для получения временны́х зависимостей параметров, имитирующих реальную информационную картину, наблюдаемую пилотом в полете и при наземных проверках, проводилась работа в трех направлениях.

1. Использование сведений, имеющихся в эксплуатационных документах. В частности, в Руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) указывается для некоторых процессов, в какой момент времени параметр должен иметь заданное значение. К сожалению, таких сведений недостаточно для того, чтобы имитируемая информационная картина была бы полной и реальной.

2. Видеофиксация реальной информационной картины. Автором статьи, аттестованным бортовым механиком-инструктором, в реальных полетах и наземных проверках функциональных систем вертолета была проведена видеосъемка приборных досок только в условиях нестационарных режимов работы силовой установки. Очевидно, что наблюдать и фиксировать информационную картину в сложных и аварийных ситуациях в нормальном полете невозможно.

3. Математическое моделирование процессов (механических, электрических, химических и др.), приводящих к сложным и аварийным ситуациям. В процессе математического моделирования формировалась информационная картина, которая далее реализовывалась непосредственно на тренажере.

Математическое моделирование процессов, приводящих к сложным и аварийным ситуациям, позволяет получать реальную картину при условии наличия известных динамических характеристик двигателей и несущей системы вертолета [2–8]. Например, момент инерции несущей системы можно определить по формулам механики. Реально же это не удается сделать из-за отсутствия весовых и габаритных характеристик движущихся и вращающихся масс (узлов и деталей) несущей системы. Динамические характеристики двигателей определяются законами системы автоматического управления (САУ) или *системы* автоматического регулирования (САР).

В этой связи рассматривается другой метод определения момента инерции несущей системы и двигателей вертолета.

Суть метода состоит в следующем. На реальном вертолете производим видеофиксацию нестационарных режимов: запуска двигателя и перевода силовой установки из режима малого газа (МГ) в режим правой коррекции (ПК).

Далее проводим анализ этих процессов с использованием расчетных параметров, определяющих динамику двигателей и несущей системы вертолета. Затем путем «совмещения» этих двух информационных картин

находим значения параметров, характеризующих динамику работы двигателей и несущей системы вертолета.

Для достижения поставленной цели были использованы некоторые результаты работ, связанных с построением расчетной информационной картины нестационарных процессов, в частности в области аэродинамики несущего винта вертолета – [9, 10], динамики полета вертолета – [11–14], теории газотурбинных авиационных двигателей – [15–17], механики – [18, 19].

Методика расчета параметров переходных процессов

Проводить видеофиксацию нестационарных процессов можно по расположенным на приборной доске двум стрелочным приборам с градуировкой в процентах.

Один показывает частоту вращения несущего винта (НВ) и частоту вращения свободной турбины, обозначим ее $\bar{\omega}$ в %, или ω в об/мин, или ω в рад/с.

Другой прибор, двухстрелочный, показывает частоту вращения каждого двигателя (турбокомпрессора), обозначим ее $\bar{n}$ в %, или n в об/мин, или n в рад/с.

Физическая частота вращения и градуированная в процентах частота вращения связаны соотношениями

$$\omega_{\text{НВ}} = 0{,}211 \cdot \bar{\omega} \text{ рад/с}; \ \omega_{\text{СТ}} = 16{,}51 \cdot \bar{\omega} \text{ рад/с}; \ n = 20{,}45 \cdot \bar{n} \text{ рад/с}.$$

Результаты расшифровки процесса запуска, в частности процесса запуска двигателей и их выхода на режимы малого газа и процесса раскручивания несущего винта до выхода его на стационарный режим, приведены в табл. 1, при этом указаны длительности каждого из этапов и значения частоты вращения НВ, достигнутые в конце каждого соответствующего этапа.

Картина видеофиксации нестационарных режимов силовой установки вертолета Ми-8МТВ с двигателями ТВ3-117ВМ, а именно, процесса запуска двигателей и процесса их перевода с режима малого газа на режим правой коррекции, показана на рис. 1.

Для расчета нестационарных режимов необходимо знание характеристик работы свободных турбин двигателей. В теории газовых турбин [15, 16] универсальная характеристика работы свободной турбины представлена на рис. 2, а.

Характеристика работы свободной турбины представляет собой зависимость крутящего момента M и мощности турбины N от частоты вращения при постоянных параметрах на входе (расход газа, давление и температура), протекающего через турбину потока газов. Комплексным параметром, оценивающим мощность газового потока, является скорость истечения газа из соплового аппарата турбины c_0. Параметром, характеризующим частоту вращения, является окружная скорость рабочего колеса на расчетном радиусе турбины u. Из характеристики следует, что существует оптимальное отношение u/c_0, при котором мощность турбины и ее КПД максимальны. Это означает, что на всех оптимальных режимах работы силовой установки треугольники скоростей рабочего колеса свободной турбины подобны. При соблюдении этого правила крутящий момент свободной турбины будет иметь линейную зависимость от частоты вращения. Другой особенностью характеристики является отношение крутящего момента неподвижной турбины к крутящему моменту при максимальной мощности. Это отношение в зависимости от конструктивных особенностей турбины колеблется незначительно.

В данных условиях мощность газового потока, проходящего через свободную турбину, однозначно определяется одним параметром (все остальные параметры: расход газа, давление и температура газа на входе в свободную турбину – от него зависят). В качестве такого параметра удобно использовать замеряемый штатным прибором параметр частоты вращения турбокомпрессора $\bar{n}$ в %, а в качестве отношения u/c_0 – замеряемые обороты несущего винта $\bar{\omega}$ в %. В результате характеристика свободной турбины будет выглядеть так, как это показано на рис. 2, *b*.

Таблица 1
Table 1

Результаты расшифровки видеофиксации запуска двигателей
Results of decoding the video record of the engine start

Номер этапа	**Режимы работы силовой установки**	**Длительность этапа, с**	**Частота вращения НВ в конце этапа, %**
1	Запуск 1-го двигателя, НВ неподвижен	$t_0 = 9$	0
2	НВ раскручивается, 1-й двигатель выходит на режим малого газа (МГ)	$t_1 - t_0 = 26$	48
3	НВ продолжает раскручиваться до стационарного режима, 1-й двигатель работает на режиме МГ	$t_2 - t_1 = 15$	55
4	НВ вращается на стационарном режиме, 1-й двигатель работает на режиме МГ	$t_3 - t_2 = 11$	55
5	Запускается 2-й двигатель, свободная турбина 2-го двигателя «догоняет» свободную турбину 1-го двигателя и через муфту свободного хода соединяется с НВ	$t_4 - t_3 = 5$	56
6	НВ продолжает раскручиваться двумя двигателями, 2-й двигатель выходит на режим МГ	$t_5 - t_4 = 26$	63
7	Оба двигателя работают на режиме МГ, НВ выходит на стационарный режим МГ	$t_{мг} - t_5 = 2$	65

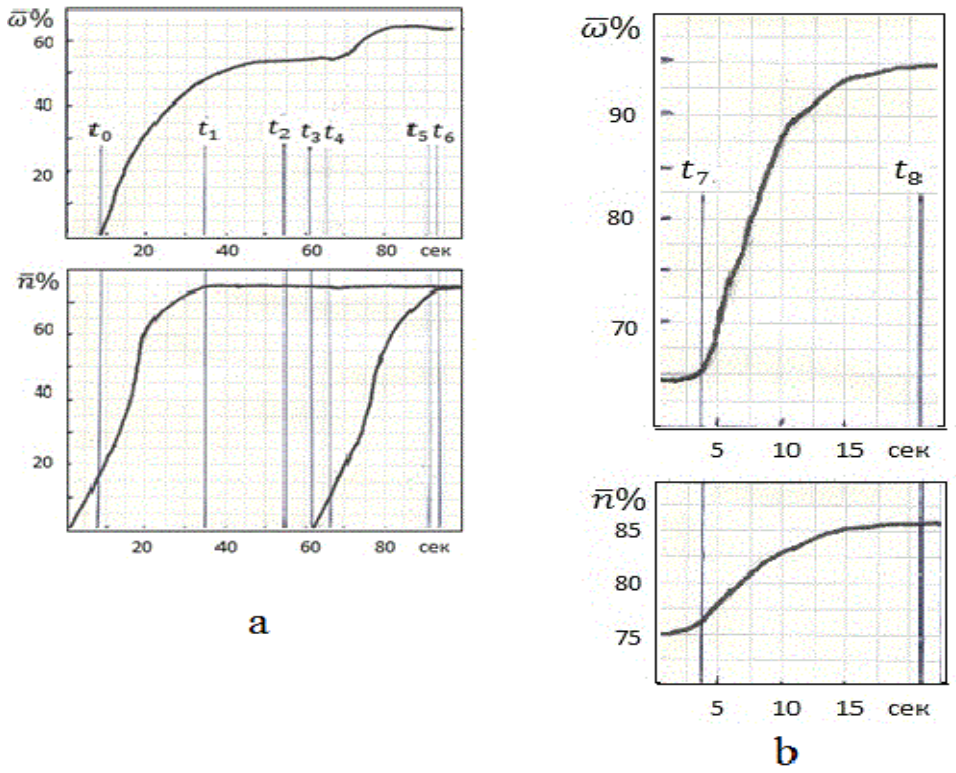

Рис. 1. Видеофиксация нестационарных режимов:
a – процесс запуска, b – процесс перевода с режима МГ на режим ПК
Fig. 1. Video fixation of non-stationary modes:
a – the start-up process, b – the process of transition from the idle power mode to the right throttle mode

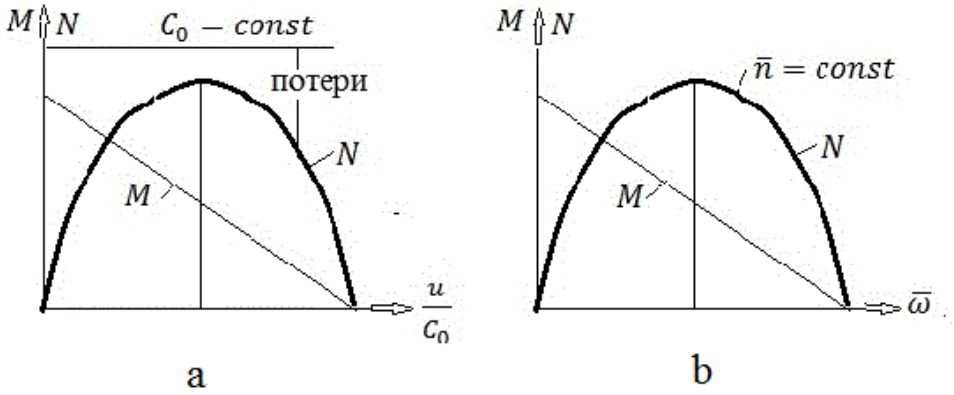

Рис. 2. Характеристика работы свободной турбины:
a – классическое представление, b – в наблюдаемых параметрах
Fig. 2. Free power turbine operation characteristics:
a – classical representation, b – within the monitored parameters

Следует заметить, что с увеличением $\bar{n}$, % кривая мощности будет перемещаться вверх и вправо (линия моментов соответственно). При реализованных законах управления силовой установкой вертолета оптимальный режим свободной турбины имеет место лишь при одном каком-либо нормированном режиме полета. Естественно предположить, что таким режимом является крейсерский режим.

Учитывая это предположение и рассмотренные выше особенности характеристики работы свободной турбины, можно по данным нормированных режимов полета[1,2] [20] построить характеристики свободной турбины двигателя ТВ3-117 ВМ.

Основные параметры характеристик работы приведены в табл. 2 и показаны на рис. 3.

Взаимное расположение рабочих и оптимальных режимов определяется соотношениями

$$\omega_* = 0{,}5\left(\omega_\circ + \left(\frac{\omega_*}{M_*}\right)_{\text{кр}} \quad M_\circ\right),$$
$$M_* = \left(\frac{M_*}{\omega_*}\right)_{\text{кр}} \quad \omega_*,$$

где $\left(\frac{\omega_*}{M_*}\right)_{\text{кр}}$ и $\left(\frac{M_*}{\omega_*}\right)_{\text{кр}}$ соответствуют крейсерскому режиму, для которого рабочий режим свободной турбины совпадает с оптимальным режимом.

Рассмотрим последовательно процессы, происходящие на каждом из временны́х периодов выхода вертолета на режим малого газа.

Первый период от t = 0 до t = t_0, несущий винт неподвижен.

После нажатия кнопки «запуск» и открытия СТОП-КРАНА происходит раскрутка ротора турбокомпрессора запускаемого двигателя воздушным стартером и подача по определенной программе топлива и поджег его. По мере раскрутки турбокомпрессора крутящий момент, действующий на неподвижную свободную турбину, увеличивается, и при некотором значении $\bar{n} = \bar{n}_{стр}$ достигает величины $M_{стр}$, достаточной для преодоления сил трения во всех элементах несущей системы (всех подшипников, редукторов и др.), и происходит страгивание свободной турбины. В РЛЭ Ми-8МТВ сказано, что страгивание НВ должно происходить при частоте вращения 1-го двигателя в диапазоне 20…25 %. Для определения мощности свободной турбины при частоте вращения двигателя 20 % воспользуемся пусковой характеристикой двигателя $N = f(\bar{n})$ в диапазоне

[1] Двигатель ТВ3-117. Инструкция по технической эксплуатации. М., 1979. 284 с.
[2] Руководство по технической эксплуатации вертолета Ми-8МТВ-1. Казань: КВЗ, 1995. 315 с.

Таблица 2
Table 2

Параметры характеристик работы свободной турбины
Parameters of the free power turbine operation characteristics

Нормированные режимы	Рабочие параметры		Оптимальные параметры	
	Мощность, N, л. с. (кВт)	Показания прибора, $\bar{\omega}$, % (ω, *рад/с*)	Мощность, N, кВт	Частота вращения $\bar{\omega}$, % (ω, *рад/с*)
Малый газ	200 (147,2)	65 (1073)	180	41,7 (689)
Правая коррекция (2-й крейсерский)	1200 (883)	95 (1568)	886	85,4 (1410)
Крейсерский (1-й крейсерский)	1500 (1104)	95 (1568)	1104	95 (1568)
Номинальный	1700 (1251)	95 (1568)	1262	101,6 (1676)
Взлетный	2000 (1472)	93 (1535)	1512	111,2 (1835)
Чрезвычайный	2200 (1619)	93 (1535)	1691	117,7 (1942)

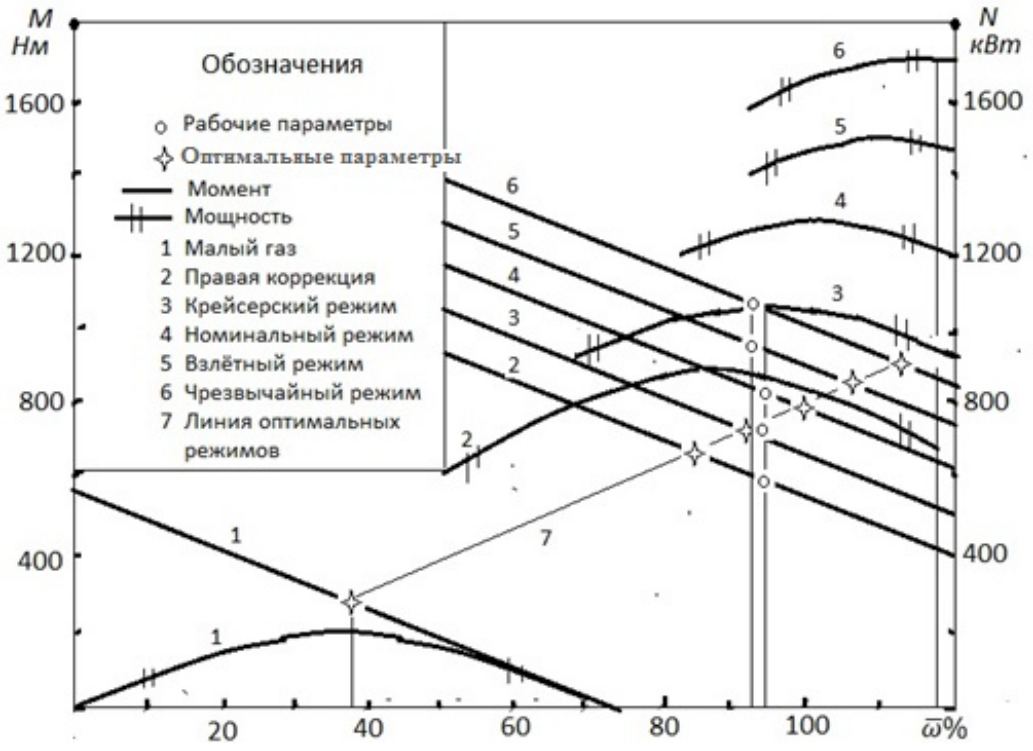

Рис. 3. Характеристики работы свободной турбины двигателя ТВ3-117 ВМ
Fig. 3. Free power turbine operation characteristics of the TV3-117VM engine

$\bar{n}$ *от* 0 *до* $\bar{n}_{мг}$. В качестве аппроксимирующей функции выберем полином 2-й степени

$$N = a + b \quad \bar{n} + c \quad \bar{n}^2.$$

Коэффициенты полинома найдем из условий, которым функция должна удовлетворять:

- при $\bar{n} = 0$, $N = 0$;
- при $\bar{n} = \bar{n}_{мг} = 75$ %, $N = N_{мг}$;
- при $\bar{n} = \bar{n}_{мг} = 75$ %, dN/d $\bar{n} = 0$.

При решении уравнения получено: для $\bar{n} = 20$ %, $N_{опт}$ = 85 кВт, а при построении характеристики СТ – $\bar{\omega}_{опт}$= 7 % и $M_{стр}$ = 101 *Нм*.

Характеристики свободной турбины для момента страгивания и момента выхода двигателя на режим малого газа показаны на рис. 4.

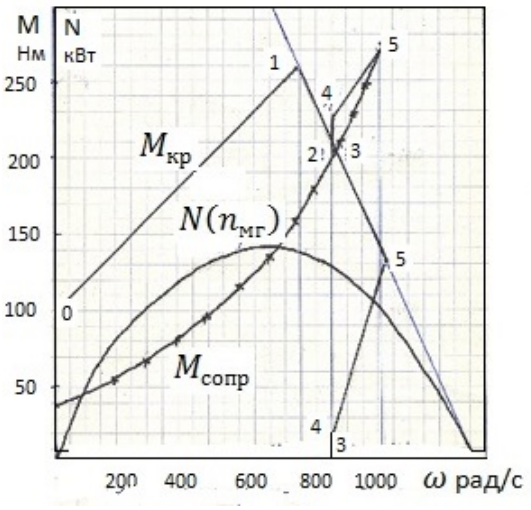

Рис. 4. Характеристики работы свободной турбины в процессе запуска 1-го двигателя
Fig. 4. Free power turbine operation characteristics during the 1st engine start-up

В ряде работ по теории трения показано, что после страгивания механизмов типа редуктор момент по преодолению трения быстро (практически мгновенно) уменьшается и не существенно зависит от частоты вращения

$$M_{тр} = \beta \cdot M_{стр},$$

где коэффициент $\beta < 1$;

$M_{тр}$ – момент преодоления трения несущей системы в подшипниках, в шестернях и других элементах.

Второй период от t_0 *до* $t = t_1$*, несущий винт раскручивается, 1-й двигатель выходит на режим малого газа.*

Изменение частоты вращения несущего винта (свободной турбины) находится из уравнения вращательного движения

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{M_{кр} - M_{сопр}}{J_{\Sigma}}.$$

Момент сопротивления вращению несущей системы $M_{сопр}$ создается силами, имеющими различные зависимости изменения от частоты вращения: есть независящие, есть зависящие от скорости, есть зависящие от квадрата скорости. Подобные зависимости удобно аппроксимировать логарифмической функции типа $lgM = a + b\omega$.

Для функции, описывающей момент сопротивления до выхода несущей системы на режим малого газа (общий шаг несущего винта постоянен и равен $\varphi = 1°$), известны три точки, через которые она должна проходить.

1. Начало движения НВ, при котором

$$\omega = 0, \quad M_{сопр} = M_{тр} = \beta \quad M_{стр}.$$

2. Режим малого газа НВ, при котором

$$\omega = 1073 \text{ рад/с},$$
$$M_{сопр} = 2 \quad 137 = 274 \text{ Нм}.$$

3. Режим правой коррекции, при котором

$$\omega = 1568 \text{ рад/с},$$
$$M_{сопр} = 2 \quad 563 = 1126 \text{ Нм}.$$

Поскольку коэффициент β неизвестен, полученную зависимость $lgM = f(\omega)$ целесообразно представить двумя отрезками:

$$\text{для } (0 - \omega_{мг})$$
$$lgM = lg\beta + 2 + (0{,}438 - lg\beta) \quad \omega/1073;$$

$$\text{для } (\omega_{мг} - \omega_{пк})$$
$$lgM = 2{,}438 + 1{,}24 \quad 10^{-3} \quad (\omega - 1073).$$

Крутящий момент $M_{кр}$, действующий на свободную турбину, по мере увеличения частоты вращения турбокомпрессора 1-го двигателя определяется из условия перемещения рабочей точки в момент страгивания ($\bar{n}$ = 20 %, $\bar{\omega}$ = 0) на моментную характеристику свободной турбины в момент выхода двигателя на режим МГ ($\bar{n}$ = 75 %, $\bar{\omega} = \bar{\omega}_1$). Дальнейшее перемещение рабочей точки будет происходить по этой характеристике вплоть до выхода НВ на стационарный режим $\bar{\omega}$ = 55 % (рис. 4).

Суммарный момент инерции J_Σ есть сумма моментов инерции всех деталей несущей системы, приведенных к оси вращения свободной турбины

$$J_\Sigma = \sum_1^Z J_{\text{пр}}.$$

Воспользуемся вышесказанным и преобразуем уравнение вращательного движения, используя обозначения параметров, приведенных на рис. 4:

$$M_{\text{кр}} = M_{\text{стр}} + \bar{\omega} \cdot \frac{M_1 - M_{\text{стр}}}{\bar{\omega}_1},$$

где M_1 – крутящий момент, развиваемый свободной турбиной 1-го двигателя в момент выхода на режим малого газа t_1.

Выразим M_1 через известные параметры рабочей точки на характеристике режима малого газа $M_{\text{мг.опт}}$ и $\bar{\omega}_{\text{мг.опт}}$:

$$M_1 = M_{\text{мг.опт}} \quad \left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{\text{мг.опт}}}\right).$$

На всех режимах до режима правой коррекции угол установки лопасти сохраняется минимальным (общий шаг НВ φ = 1 град.), тогда

$$M_{\text{сопр}} = \text{antilg}\,(lg\beta + 2 + \\ + (0{,}438 - lg\beta) \quad \omega/1073);$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{M_{\text{кр}} - M_{\text{сопр}}}{J_\Sigma};$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{J_\Sigma}\left(M_{\text{стр}} + \frac{\omega}{\omega_1}\left(M_{\text{мг.опт}}\left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{\text{мг.опт}}}\right) - M_{\text{стр}}\right) - -antilg(lg\beta + 2 + (0{,}438 - lg\beta) \quad \omega/1073)\right).$$

Выражение в скобках есть превышение крутящего момента над моментом сопротивления. Для удобства использования в дальнейшем представим его в виде

$$M_{\text{избыт}} = \begin{pmatrix} M_{\text{стр}} + \frac{\omega}{\omega_1}\left(M_{\text{мг.опт}}\left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{\text{мг.опт}}}\right) - M_{\text{стр}}\right) \\ \\ -antilg(lg\beta + 2 + (0{,}438 - lg\beta) \quad \omega/1073) \end{pmatrix}.$$

Выход НВ при работе одного двигателя на стационарную частоту вращения $\bar{\omega}_2$ = 55 % означает, что момент сопротивления НС вращению стал равен крутящему моменту свободной турбины, т. е. $M_{\text{избыт}} = 0$.

Воспользуемся этим условием и с помощью уравнения

$$\left(M_{\text{стр}} + \frac{\omega_2}{\omega_1}\left(M_{\text{мг.опт}}\left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{\text{мг.опт}}}\right) - M_{\text{стр}}\right) - \ antilg(lg\beta + 2 + (0{,}438 - lg\beta) \quad \omega_2/1073)\right) = 0$$

определим коэффициент β.

Результат решения уравнения $\beta = 0{,}4$.

Для введения временных показателей процесса запуска в уравнение проинтегрируем уравнение движения в интервале ω = 0 …. ω_2, при этом справедливо уравнение

$$\int_{t_0}^{t_2} dt = J_\Sigma \int_0^{\omega_2} \frac{d\omega}{M_{\text{избыт}}}.$$

Из этого уравнения определим величину момента инерции несущей системы

$$J_\Sigma = \frac{t_2 - t_0}{\int_0^{\omega_2} \frac{d\omega}{M_{\text{избыт}}}}.$$

В результате решения этого уравнения получаем

$$J_\Sigma = 3{,}5 \text{ кгм}^2.$$

Полученное значение J_Σ можно дополнительно проверить в результате аналогичного анализа данных, полученных при видеофиксации перевода несущей системы с режима малого газа на режим правой коррекции, рис. 1, *b*.

Рабочая точка на диаграмме $M = f(\omega)$ в процессе перехода переместится из точки $(M_{\text{мг}}, \omega_{\text{мг}})$ в точку $(M_{\text{пк}}, \omega_{\text{пк}})$.

Значение J_Σ необходимо для интегрирования с использованием уравнения движения вида

$$\int_{t_7}^{t_8} dt = J_\Sigma \int_{\omega_{\text{мг}}}^{\omega_{\text{пк}}} \frac{d\omega}{M_{\text{избыт}}},$$

где $M_{\text{избыт}} = M_{\text{кр}} - M_{\text{сопр}}$;

$$M_{\text{кр}} = M_{\text{мг}} + \frac{M_{\text{пк}} - M_{\text{мг}}}{\omega_{\text{пк}} - \omega_{\text{мг}}}(\omega - \omega_{\text{мг}}),$$

$$M_{\text{сопр}} = antilg(2{,}438 + \\ +1{,}24 \quad 10^{-3} \quad (\omega - \omega_{\text{мг}})).$$

В результате решения уравнения получаем $(t_8 - t_7) = 22\ c$, что с приемлемой точностью соответствует реально полученному времени перехода.

Заключение

1. Проведено обоснование необходимости и целесообразности разработки метода имитационного моделирования процесса летно-технической эксплуатации вертолета Ми-8МТВ в сложных и аварийных полетных ситуациях.

2. Разработан математический аппарат и процедуры имитационного моделирования в сложных и аварийных полетных ситуациях на базе летного тренажера для подготовки пилота вертолета Ми-8МТВ.

3. Полученное при разработке математической модели значение момента инерции несущей системы является индивидуальным комплексным параметром несущей системы вертолета и учитывает структурные и массогабаритные особенности данной системы. Использование этого параметра позволит получить путем математического моделирования информационные картины развития сложных и аварийных ситуаций.

4. В целом представленные результаты могут быть использованы для разработки программы тренажерной подготовки пилотов вертолетов Ми-8МТВ в части успешного парирования сложных и аварийных полетных ситуаций.

Список литературы

1. Borisov Yu.A., Rybkin P.N., Chinyuchin Yu.M. Information technologies – basis of training, retraining and advanced training systems for helicopter pilots // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 6. С. 112–124. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-112-124

2. Булатов В.В. Введение в математические методы моделирования сложных систем: монография. М.: ОнтоПринт, 2018. 342 с.

3. Борисов Ю.А., Соловьев Б.А. Диагностическая математическая модель гидравлического демпфера втулки несущего винта вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 206. С. 84–90.

4. Рыбкин П.Н. Математическая модель доплеровского измерителя скорости как часть математической модели летного тренажера вертолета Ми-8МТВ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 176. С. 109–112.

5. Невская И.Р. Имитационное моделирование автоматического самолетовождения для электронных средств обучения летного и инженерно-технического персонала: дисс. … канд. техн. наук. М., 2005. 220 с.

6. Моцар А.И. Математическая модель имитации полета вертолета на комплексном авиационном тренажере // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2008. № 38. С. 81–92.

7. Натальин В.М. Моделирование управляющих действий пилота в условиях особых ситуаций // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 138. С. 205–209.

8. Натальин В.М. О результате летного эксперимента, проведенного на вертолете Ми-8 в условиях возникновения полетного резонанса

в системе «Несущий винт – фюзеляж – летчик – система управления» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. № 111. С. 190–191.

9. Леонтьев В.А. Метод решения уравнений движения упругих лопастей вертолетных винтов в общем случае движения // Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т. 41, № 5. С. 67–80.

10. Лисс А.Ю. Исследование работы лопастей несущего винта с учетом изгиба в двух плоскостях и кручения: дис. … докт. техн. наук. Казань, 1973. 328 с.

11. Браверман А.С., Вайнтруб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.

12. Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М.: Транспорт, 1998. 344 с.

13. Ефимов В.В., Ивчин В.А. Исследование влияния параметров груза на внешней подвеске на балансировочные характеристики вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 154. С. 86–93.

14. Efimov V.V., Chernigin K.O., Nikolaikin N.I. Mathematical modeling of helicopter dynamics with an external sling load // International Journal of Engineering and Technology (UAE). 2018. Vol. 7, no. 4.38. Pp. 1112–1114. DOI: 10.14419/ijet.v7i4.38.27652

15. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А. Термогазодинамические расчеты и расчет характеристик авиационных ГТД. М.: МАИ, 2002. 256 с.

16. Богданов А.Д., Калинин Н.П., Кривко А.И. Турбовальный двигатель ТВ3-117ВМ. Конструкция и техническая эксплуатация. М.: Воздушный транспорт, 2000. 392 с.

17. Гольберг Ф.А., Батенин А.В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления. М.: МАИ, 1999. 80 с.

18. Чичинадзе А.В., Браун Э.Д., Буше Н.А. Основы трибологии (трение, износ, смазка). М.: Машиностроение, 2001. 664 с.

19. Заднепровский Р.П. О коэффициенте трения скольжения тел различного физического состояния // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2006. № 6. С. 60–66.

20. Данилов В.А. Вертолет Ми-8МТВ. Устройство и техническое обслуживание. М.: Транспорт, 1998. 295 с.

References

1. Borisov, Yu.A., Rybkin, P.N. & Chinyuchin, Yu.M. (2019). *Information technologies – basis of training, retraining and advanced training systems for helicopter pilots*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 6, pp. 112–124. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-112-124

2. Bulatov, V.V. (2018). [*Introduction to mathematical methods of modeling complex systems: Monografiya*]. Moscow: OntoPrint, 342 p. (in Russian)

3. Borisov, Yu.A. & Solov'ev, B.A. (2014). *Diagnostic mathematical model of a hydraulic damper of helicopter rotor sleeve.* Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 206, pp. 84–90. (in Russian)

4. Rybkin, P.N. (2012). *Mathematical model of Doppler velocity sensor, as a part of mathematical model of Mi-8MTV flight simulator.* Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 176, pp. 109–112. (in Russian)

5. Nevskaya, I.R. (2005). [*Simulation modeling of automatic aircraft navigation for electronic training of flight and engineering personnel: Candidate of Technical Sciences Thesis*]. Moscow, 220 p. (in Russian)

6. Motsar, A.I. (2008). [*Mathematical model of helicopter flight simulation on a complex aviation simulator*]. Otkrytyye informatsionnye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii, no. 38, pp. 81–92. (in Russian)

7. Natalin, V.M. (2009). *Modelling of operating actions of the pilot in conditions of special situations*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 138, pp. 205–209. (in Russian)

8. Natalin, V.M. (2007). *About flight experiment executed on the helicopter Mi-8 in the fligt resonance condition in the system "Carriars prop – Fuselage – Pilot – Control system"*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 111, pp. 190–191. (in Russian)

9. Leontev, V.A. (2010). [*A method for solving equations of helicopter elastic blades motion in helicopter propellers in the general case of motion*]. Uchenye zapiski TsAGI, vol. 41, no. 5, pp. 67–80. (in Russian)

10. Liss, A.Yu. (1973). [*The research of the rotor blades operation taking into account bending in two planes and torsion: D. of Technical Sciences Thesis*]. Kazan, 328 p. (in Russian)

11. Braverman, A.S. & Vayntrub, A.P. (1988). [*Helicopter dynamics. Limit flight modes*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 280 p. (in Russian)

12. Volodko, A.M. (1998). [*Fundamentals of aerodynamics and helicopter flight dynamics*]. Moscow: Transport, 344 p. (in Russian)

13. Efimov, V.V. & Ivchin, V.A. (2010). *Investigation of the influence of parameters cargo on external sling on the balancing data helicopter*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 154, pp. 86–93. (in Russian)

14. Efimov, V.V., Chernigin, K.O. & Nikolaikin, N.I. (2018). *Mathematical modeling of helicopter dynamics with an external sling load*. International Journal of Engineering and Technology (UAE), vol. 7, no. 4.38, pp. 1112–1114. DOI: 10.14419/ijet.v7i4.38.27652

15. Agulnik, A.B., Bakulev, V.I. & Golubev, V.A. (2002). [*Thermal, gas and dynamic calculations and calculation of aviation gas turbine engines characteristics*]. Moscow: MAI, 256 p. (in Russian)

16. Bogdanov, A.D., Kalinin, N.P. & Krivko, A.I. (2000). [*TV3-117VM turboshaft engine. Design and technical operation*]. Moscow: Vozdushnyy transport, 392 p. (in Russian)

17. Golberg, F.A. & Batenin, A.V. (1999). [*Mathematical models of gas turbine engines as control objects*]. Moscow: MAI, 80 p. (in Russian)

18. Chichinadze, A.V., Braun, E.D. & Bushe, N.A. (2001). [*Fundamentals of tribology (friction, wear, lubrication)*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 664 p. (in Russian)

19. Zadneprovskiy, R.P. (2006). [*On the coefficient of sliding friction of bodies in different physical condition*]. Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin, no 6. pp. 60–66. (in Russian)

20. Danilov, V.A. (1998). [*Mi-8MTV helicopter. Devices and maintenance*]. Moscow: Transport, 295 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Рыбкин Павел Николаевич, кандидат технических наук, генеральный директор АО «НПО "СПАРК"», pavelnr@sparc.spb.ru.

Чинючин Юрий Михайлович, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

Information about the authors

Pavel N. Rybkin, Candidate of Technical Sciences, General Director of Joint Stock Company “SPA “SPARC”, pavelnr@sparc.spb.ru.

Yuri M. Chinyuchin, Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aircraft and Aircraft Engines Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	30.03.2022	Received	30.03.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

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 629.7.016:533.68
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-48-58

Investigation of the influence of engine displacement along the aircraft wing on the propagation of a condensation trail

A.I. Zhelannikov[1], A.N. Zamyatin[2]
[1]*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*
[2]*Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky, Russia*

Abstract: With the publication of this article, the authors continue their research into the interaction of vortex and condensation trails behind aircraft, which has begun in the previously published articles in the Civil Aviation High Technologies of the Moscow State Technical University of Civil Aviation. This paper presents the investigation results of the influence of engine displacement along the A320 aircraft wing on the development and propagation of a contrail. It should be clear that a contrail is a product of aviation fuel combustion in the engine and represents condensed moisture in the form of ice crystals, which is formed under certain conditions of the atmosphere. As numerous studies and observations have shown, contrails can affect the heat exchange processes in the atmosphere and deteriorate the environment contributing to the greenhouse effect. This is especially true for the areas where numerous airways pass. It was noted that inboard engine displacement or, vice versa, outboard affects the development and propagation of a contrail. Therefore, when forming the aerodynamic configuration of the future aircraft, designers should take this aspect into account. The fact is that a wake vortex, which is formed behind the aircraft, impacts the contrail in different ways, depending on the engine proximity to the vortices, trailing from the airframe. Let us point out that a wake vortex is the area of the disturbed airflow behind the aircraft, generated as a result of its movement. A contrail, interacting with a vortex one, dissipates in the atmosphere, and the substances, composing a contrail, lose their concentration. It is also significant that a contrail, interacting with a wake vortex, can reveal its structure and visualize the wake vortex propagation and decay processes. In this paper, a special computational software application, based on the discrete vortex method, was used to study the influence of engine displacement along the A320 aircraft wing on the development and propagation of a contrail. When calculating the characteristics of a wake vortex, it takes into consideration the aircraft weight, speed and altitude, flight configuration, ambient conditions, axial velocity in the vortex core and some other factors. This complex passed the required testing and the state registration. A variety of activities was undertaken to validate and verify the developed complex, confirming the operability of its programs and the reliability of the results obtained. The results obtained allow us to understand how engine displacement along the A320 aircraft wing influences the contrail development and propagation.

Key words: engine displacement, condensation trail, wake vortex, aircraft, interaction of trails.

For citation: Zhelannikov, A.I. & Zamyatin, A.N. (2022). Investigation of the influence of engine displacement along the aircraft wing on the propagation of a condensation trail. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 48–58. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-48-58

Исследование влияния смещения двигателя по крылу воздушного судна на распространение конденсационного следа

А.И. Желанников[1], А.Н. Замятин[2]
[1]Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия
[2]Летно-испытательный институт имени М.М. Громова, г. Жуковский, Россия

Аннотация: Публикацией данной статьи авторы продолжают исследования взаимодействия вихревого и конденсационного следов за воздушными судами, начатые в ранее опубликованных статьях в «Научном Вестнике МГТУ ГА». В данной работе приводятся результаты исследования влияния смещения двигателя по крылу самолета А-320 на развитие и распространение конденсационного следа. Напомним, что конденсационный след является продуктом сгорания авиационного топлива в двигателе и представляет собой сконденсированную влагу в виде ледяных кристаллов, которая образуется при определенных состояниях атмосферы. Как показали многочисленные исследования и наблюдения, конденсационные следы могут влиять на теплообменные процессы в атмосфере и, способствуя парниковому эффекту, ухудшать экологию. Особенно это актуально для местности, где проходят многочисленные воздушные транзитные трассы воздушных судов. Было замечено, что смещение двигателя по крылу ближе к фюзеляжу или, наоборот, дальше от фюзеляжа влияет на развитие и распространение конденсационного следа. Поэтому при формировании аэродинамической компоновки будущего самолета конструкторам надо учитывать и этот аспект. Дело в том, что вихревой след, образующийся за воздушным судном, по-разному воздействует на конденсационный след в зависимости от близости двигателя к вихрям, сходящим с планера самолета. Заметим, что вихревой след – это область возмущенного воздушного потока за самолетом, образующаяся в результате его движения. Конденсационный след, взаимодействуя с вихревым, рассеивается в атмосфере, а вещества, входящие в состав конденсационного следа, теряют свою концентрацию. Отметим также, что конденсационный след, взаимодействуя с вихревым следом, может выявлять его структуру, а также визуализировать процессы распространения и затухания вихревого следа. В данной работе для исследования влияния смещения двигателя по крылу самолета А-320 на развитие и распространение конденсационного следа был использован специальный расчетно-программный комплекс, базирующийся на методе дискретных вихрей. В нем при расчете характеристик вихревого следа учитываются полетный вес, скорость и высота полета самолета, его полетная конфигурация, атмосферные условия, осевая скорость в ядре вихря и некоторые другие факторы. Этот комплекс прошел необходимую апробацию и государственную регистрацию. Был выполнен ряд мероприятий по валидации и верификации разработанного комплекса, подтверждающих работоспособность программ, входящих в него, и достоверность получаемых результатов. Получены результаты, которые позволяют понять, как влияет смещение двигателя по крылу самолета А-320 на развитие и распространение конденсационного следа.

Ключевые слова: смещение двигателя, конденсационный след, вихревой след, воздушное судно, взаимодействие следов.

Для цитирования: Желанников А.И., Замятин А.Н. Исследование влияния смещения двигателя по крылу воздушного судна на распространение конденсационного следа // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 48–58. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-48-58

Introduction

The given article is a logical continuation of the previously published paper [1]. Thus, in order not to refer a reader to the content of these papers, there will be rather a small selective paper review on the given pages [1]. It has been done for better insight into the article integrity. So, what is a contrail? By fuel combustion in the engine nozzle exit, there is water vapor among other combustion gases. Under specific conditions of the atmosphere, this vapor together with atmospheric moisture become condensed in the form of drops, ice crystals and visible [2]. This is a contrail. As the numerous research and observations have shown, with the lapse of time, contrails transform into shallow cirrus and can affect the Earth's climate as well as the atmospheric heat exchanging processes. They contribute to the carbon dioxide effect and deteriorate envi-

ronment. It is particularly topical for the areas with intensive air traffic and numerous airways. Currently, various techniques to reduce or even remove a contrail are being developed. For example, if to use ultra-low sulfur fuel, as the authors claim, it is practicable to remove a contrail almost completely (US Application № 12/614,640 dated from November 9th, 2009). The alternatives for flight altitude changes and rerouting are also considered, but these solutions can result in increase in flight time, subsequently, the additional CO_2 emissions. A local increase in CO_2 can cause acid rains [2]. The known papers [3–5] investigate aircraft vortex and contrails. These studies have shown that contrails generated by aircraft of modern aerodynamic configurations like the A320 type are drawn into a wake vortex, and their further propagation in the atmosphere depends on a variety of factors, i. e., airspeed and altitude of flight, aircraft aerodynamic and in-flight configurations, as well as atmospheric conditions under which a flight is performed [6–12]. The paper [6] illustrates that the aerodynamic configuration of some aircraft can have a favorable effect on the contrail propagation from the point of view of its dispersion in the atmosphere. The engines of these aircraft are installed short of the wing tip, hence, the tip vortices, trailing from the wing, capture a contrail and disperse it partially or fully, therewith, decreasing its adverse impact on environment.

However, there seem to be possible to understand the way of interacting vortex and contrails regarding a new aircraft in advance, on the stage of a new aircraft design. By means of installing engines inboard or outboard, the optimal engine arrangement can be ensured considering the dispersion of a contrail in the atmosphere.

This article investigates the influence of engine displacement along the A320 aircraft wing on the contrail development and propagation. The A320 aircraft was chosen intentionally as an object of study. This type is operated all over Russia and worldwide.

Research methodology

Research into the influence of engine displacement along the A320 aircraft wing on the development and propagation of a contrail was conducted using the computational software application [13], which basic principles and concepts are described in the monographs [3, 14] and articles [15–19].

The basics of the computational software application is a mathematical model of the far field wake vortex [3], in which velocities, disturbed by an aircraft, were obtained based on an accurate solution of the Helmholtz equation [20]. This allowed us to consider the dissipation and diffusion of vortices, modeling a wake vortex. These phenomena are associated with the natural process of vortices decay in the meteorological atmosphere. The contrail was modeled in the following way: four markers, which simulated the contrail boundary, were located around the engine nozzle contour. Another marker was placed in the center of the nozzle. The markers were considered weightless. The problem was solved in a nonlinear nonstationary setting by the method of discrete vortices. The markers moved in space within the time frame, considering the aircraft wake vortex effect. The problem was solved in the dimensional format; therefore, the graphs below show computational data for the A320 aircraft specific flight conditions.

To assess an ambient condition, the mathematical model of the far field wake vortex of the computational software application, used the Richardson number Ri. The Richardson number characterizes the ratio of the buoyancy forces (numerator) and dynamic factor (denominator), that is, the ratio of the free and forced convection contributions to the formation of atmospheric turbulence. Hence, the temperature gradient modulus increase corresponds to the state under which the buoyancy forces dominate. The velocity gradient increase corresponds to the dynamic factor increase and characterizes the atmosphere as unstable. The ambient condition is considered neutral if $-0.01 \le Ri \ge 0.01$, concurrently, the thermal effect is minimal, and in this case only

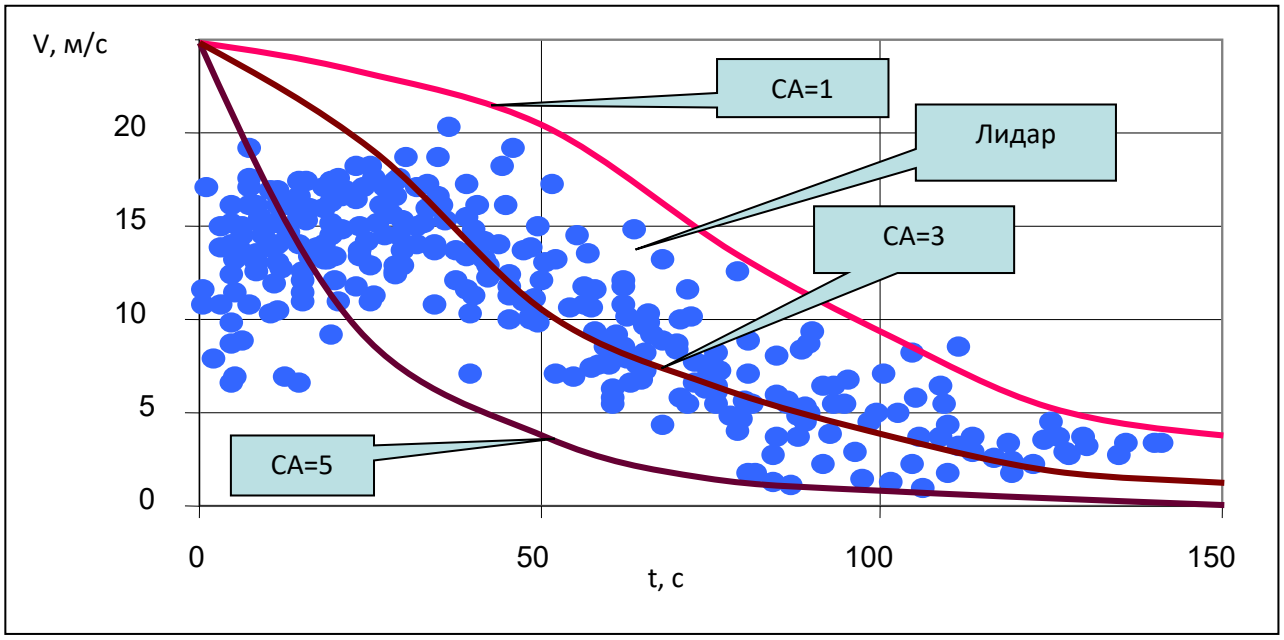

Fig. 1. Dependence of the B-747 aircraft maximum speed in the core on the time of vortex arrival towards a lidar

forced convection can exist. When the $Ri < -0.01$ number decreases, the buoyancy forces begin to manifest themselves more, the mixed convection emerges, and at $Ri < -1.0$, a free convection mode is established. On the contrary, with an increase in $Ri > 0.01$, the buoyancy forces begin to prevent the turbulence development. At $Ri > 0.25$, the current becomes almost laminar, the turbulent mixing is virtually not available. Thus, at $Ri < -1.0$, the ambient condition is considered highly unstable (AC = 5), at $-0.01 > Ri \geq -1.0$ – unstable (AC = 4), at $0.01 \geq Ri \geq -0.01$ – neutral (AC = 3), at $2.5 \geq Ri > 0.01$ – stable (AC = 2) and at $Ri > 0.25$ – highly stable (AC = 1).

Testing of the ambient condition assessment in the context of vortices decay velocity, trailing from an aircraft, was completed. For this purpose, the experimental results were used to measure the B-747 aircraft maximum airspeed in the vortices, obtained at the airport of Frankfurt on the Main by a lidar, and excerpted from the Ph.D. dissertation by G.G. Sudakov (fig. 1). Using the circles, it illustrates the results of measurement of the B-747 aircraft maximum airspeed V in the vortices by means of a lidar depending on time t of vortex arrival towards a lidar. Within the timespan, vortices, trailing from the B-747 aircraft wing depending on the ambient condition, alleviate their intensity, and a maximum speed V reduces. The lines in Figure 1 are the computation by the computational software application [15] of the B-747 aircraft maximum speed in the vortices under various ambient conditions: AC = 1 – strongly stable, AC = 3 – neutral and AC = 5 – strongly unstable. We can see that the results of measurement of the B-747 aircraft maximum speed in the vortices are almost completely located between the lines AC = 1 and AC = 5, which implicitly refers to feasibility of the mathematical models integrated into the computational software application [15] and validity of its results.

Research results

The A320 aircraft was chosen as an object of study. The altitude of flight came to H = 10000 m, airspeed V = 850 km/h, the behind-the-aircraft distance up to which vortex and contrails were computed, made 30 km. The A320 aircraft flight weight came to 77 tones. Let us note that, the ambient condition, in the computations, was introduced as neutral (AC = 3). In the graphs below, all the linear dimensions are made on the

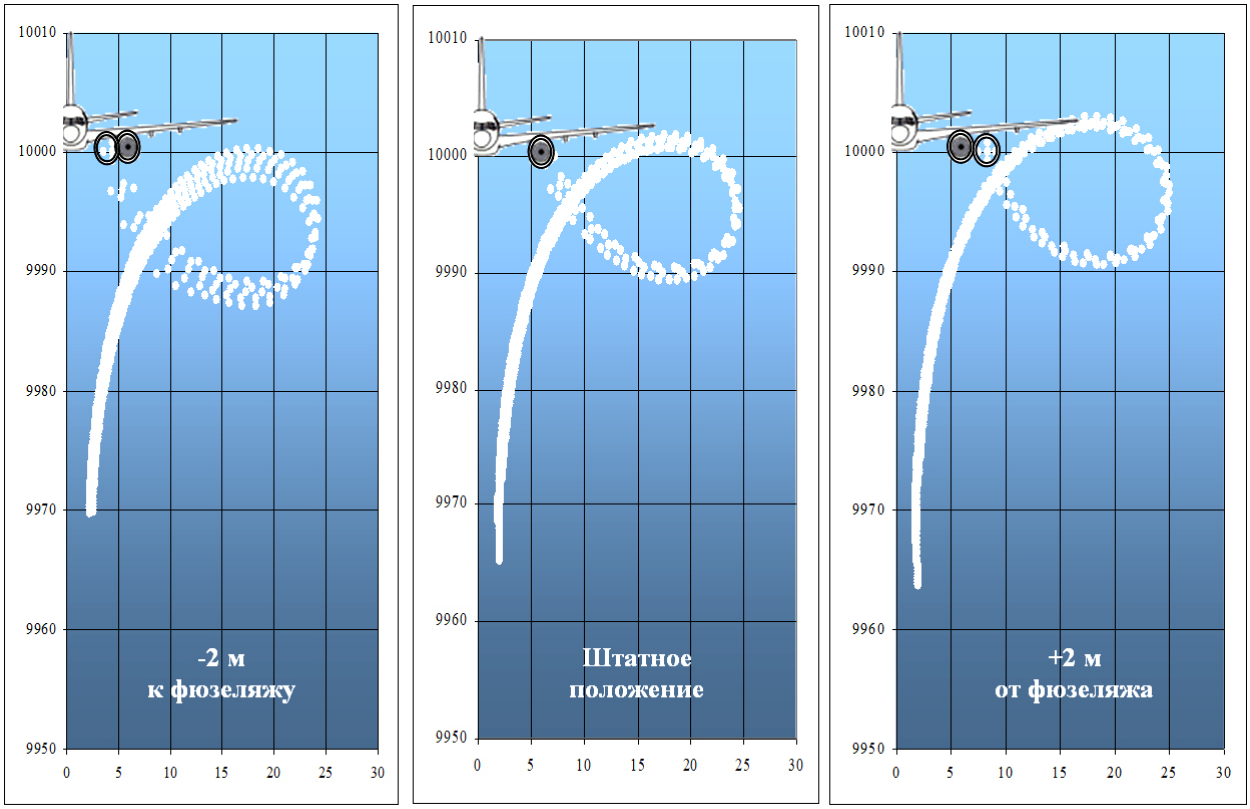

Fig. 2. Influence of engine displacement along the A320 aircraft wing on the contrail development, V = 850 km/h, H = 10000 m

same scale for the convenient perception. Figure 2 represents the computation results of a contrail for three cases of engine location on the A320 aircraft wing: the conventional position and displacement of engine by −2 m towards the fuselage and +2 m from the one.

The graph axes are shown in meters in Figure 2. The vertical axis is a flight altitude H, the horizontal one is the axis Z associated with the aircraft by the system of coordinates. It appears that even insignificant engine displacement along the A320 aircraft wing influences profoundly the contrail propagation. It can be explained if to look at the contrail propagation behind the A320 aircraft (fig. 3). It represents the fields of perturbation velocities in the distance X = 0.500, 1000 и 1500 m from the aircraft. The red line is the velocity scale 10 m/s. The computational mesh is 3, 2 × 2m in the Figure. Figure 4 shows the computational results of the contrail position behind the A320 aircraft in the coordinates H(X): H – the flight altitude in meters, X – the distance behind the aircraft in kilometers.

Figure 4 also illustrates that engine displacement along the aircraft wing significantly influences on the contrail propagation.

The mathematical model of the far field wake vortex, integrated into the computational software application [15], makes it possible to perform the contrail computation in the context of further engine displacement to the wingtip. Figure 5 shows the results of the contrail computation behind the A320 aircraft when an engine is displaced by +3 m, +5 m, +8 m towards the wingtip from the conventional position. The graphs axes are shown in meters in Figure 5.

We can see that further engine displacement towards the wingtip also leads to the variation of the contrail propagation.

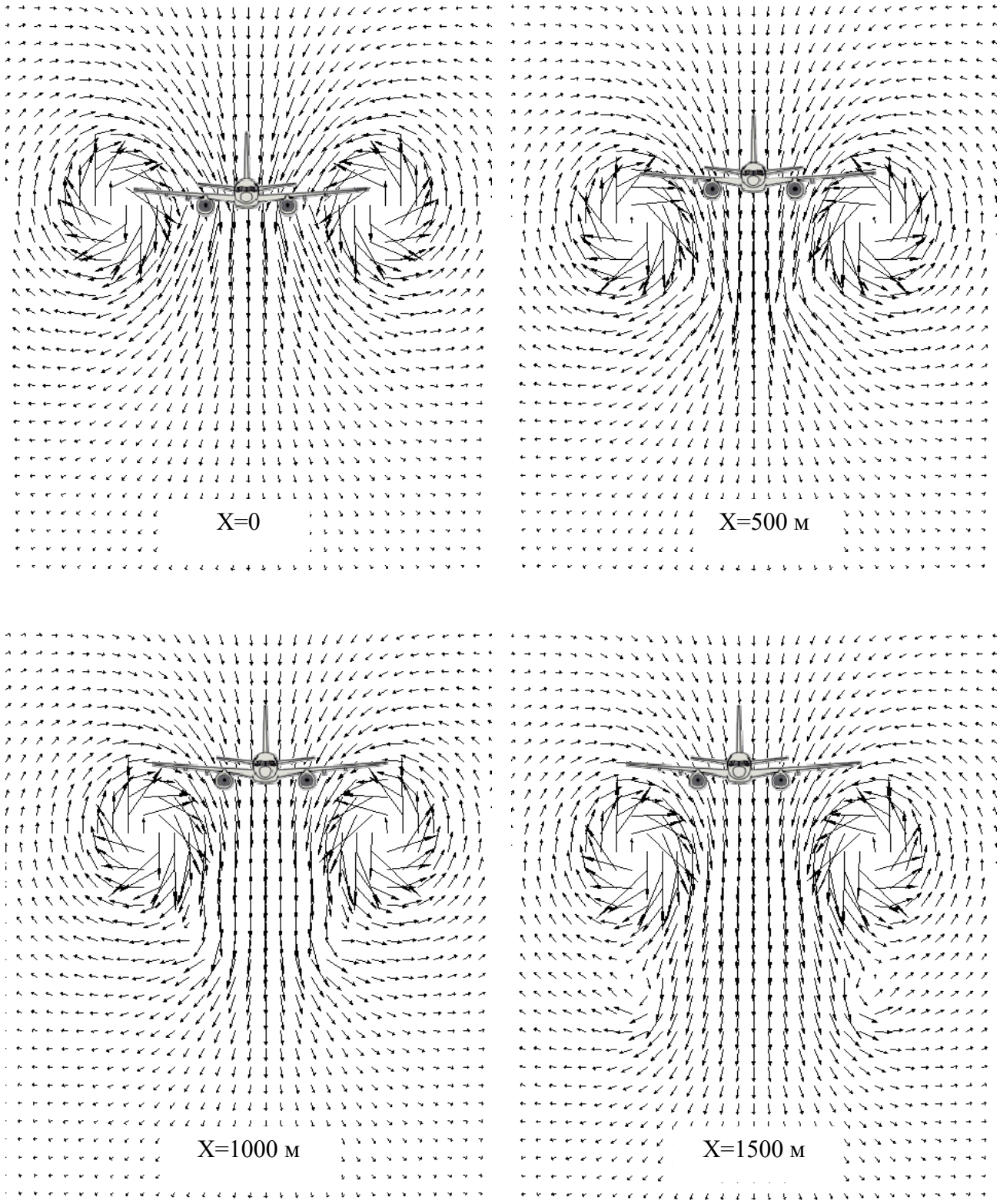

Fig. 3. Wake vortex development behind the A320 aircraft,
V = 850 km/h, H = 10000 m

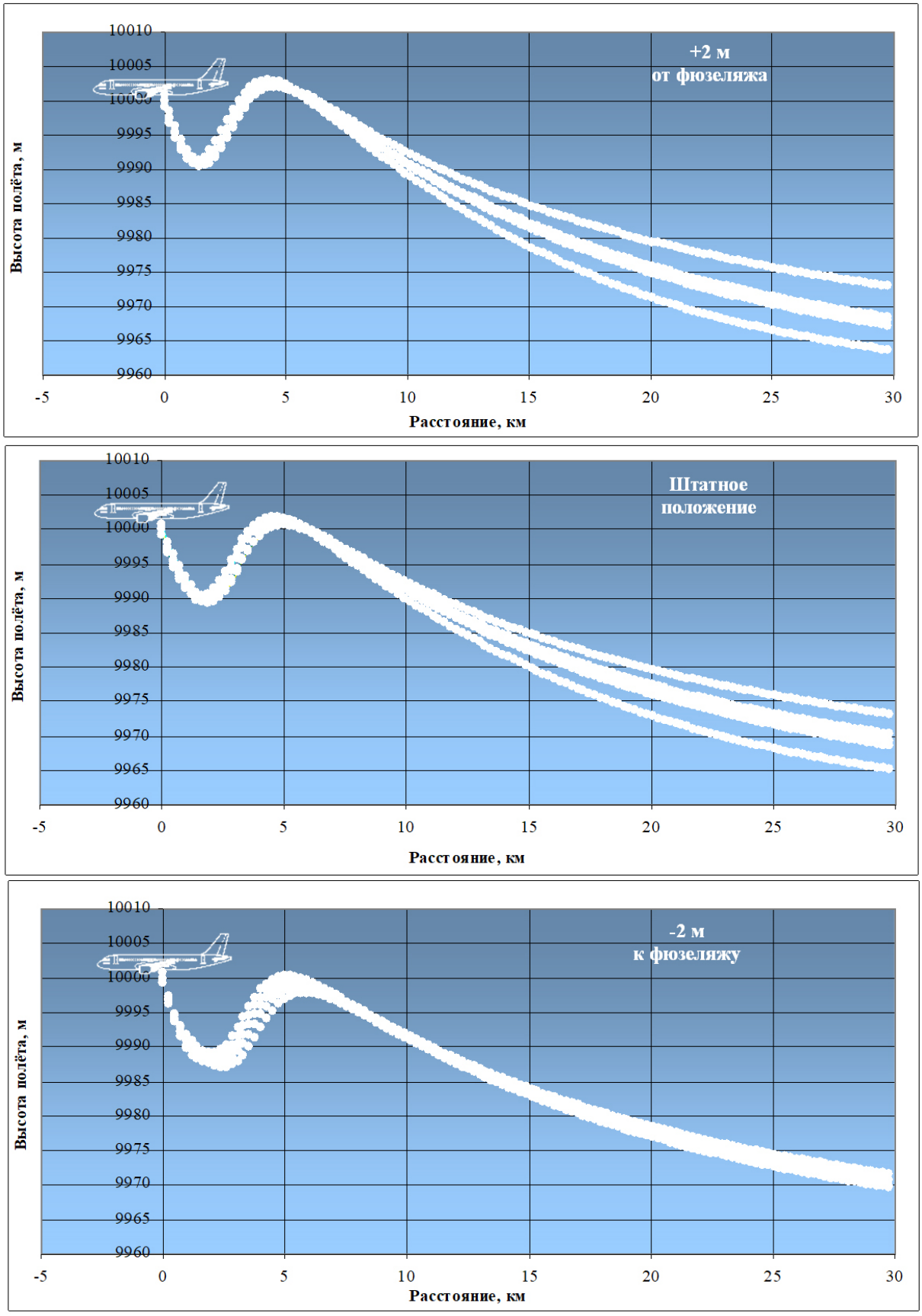

Fig.4. Influence of engine displacement along the A320 aircraft wing on the contrail development, V = 850 km/h, H = 10000 m

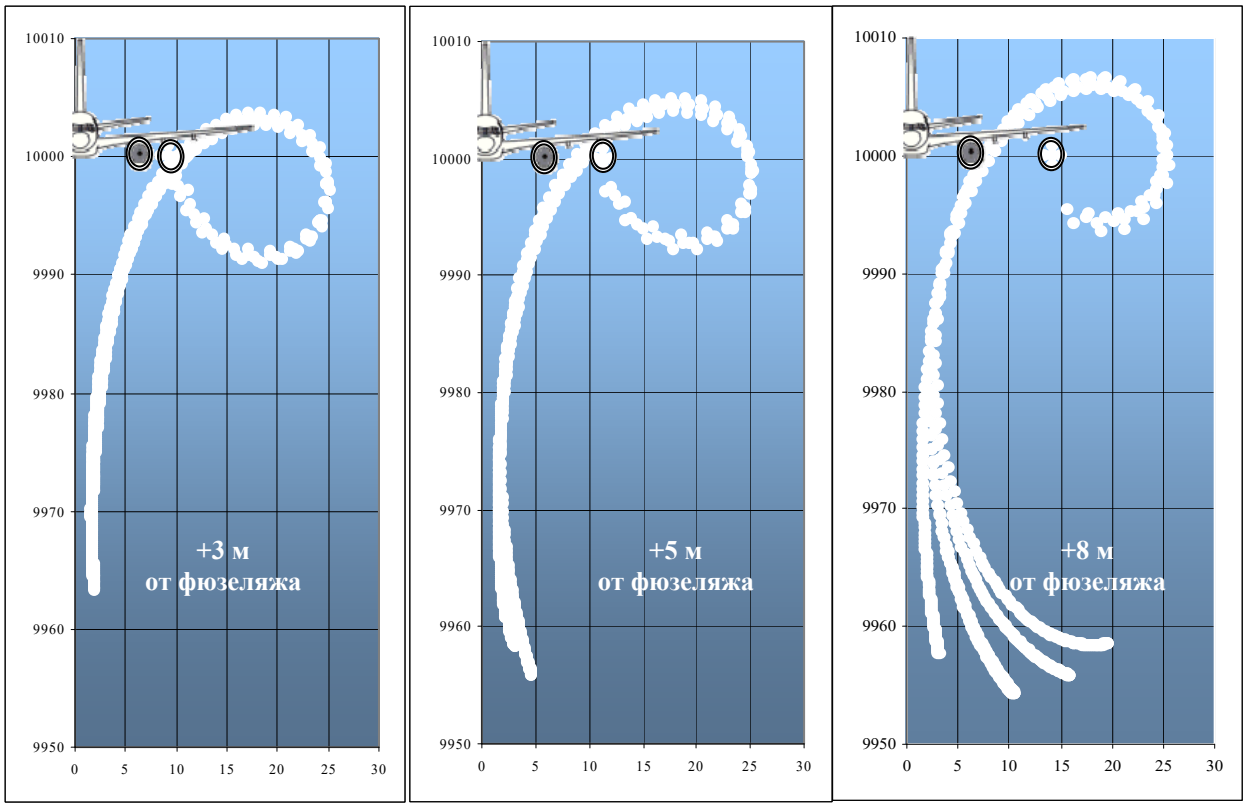

Fig. 5. Influence of engine displacement along the A320 aircraft wing on the contrail development, V = 850 km/h, H = 10000 m

Conclusions

Sum up: the computations showed that contrails propagation behind aircraft substantially depends on engine arrangement on the aircraft wing. Thereupon, if to conduct investigations with respect to optimal engines location on the aircraft wing in the context of the wake vortex impact on the contrail in advance, on the stage of a new aircraft design, we can mitigate a negative effect on environment. A wake vortex, interacting with a contrail, dissipates the latter in the atmosphere decreasing the concentration of substances.

References

1. Zhelannikov, A.I., Zamyatin, A.N. & Chinyuchin, Yu.M. (2022). *Influence of the state of the atmosphere on the interaction of vortex and condensation traces of aircraft*. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 2, pp. 70–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-2-70-80

2. Grigorev, M.A., Zamyatin, A.N. & Rogozin, V. (2016). *Airflow visualization during research of large scale vortex flows*. ICAS 2016, 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Science in Daejeon, Korea, pp. 1–7.

3. Ginevsky, A.S. & Zhelannikov, A.I. (2009). *Vortex wakes of aircrafts*. Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, 154 p. DOI: 10.1007/978-3-642-01760-5

4. Winckelmans, G., Cottin, C., Daeninck, G. & Leweke, T. (2007). *Experimental and numerical study of counter-rotating vortex pair dynamics in ground defect*. 18th Congress Français de Mécanique, pp. 28–33.

5. Winckelmans, G., Bricteux, L., Cocle, R., Duponcheel, M. & Georges, L. (2007). *Assessment of multiscale models for LES:*

spectral behavior in very high Reynolds number turbulence and cases with aircraft wakes vortices. Proceedings 5th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-5), Garching, Germany, vol. 1, pp. 327–331.

6. Frech, M. & Holzapfel, F. (2008). *Skill of an aircraft wake-vortex model using weather prediction and observation*. Journal of Aircraft, vol. 45, no. 2, pp. 461–470. DOI: 10.2514/1.28983

7. Holzapfel, F. & Steen, M. (2007). *Aircraft wake-vortex evolution in ground proximity: analysis and parameterization.* AIAA J, vol. 45, no. 1, pp. 218–227. DOI: 10.2514/1.23917

8. Stephan, A., Rohlmann, D., Holzäpfel, F. & Rudnik, R. (2019). *Effects of detailed geometry on aircraft wake vortex dynamics during landing*. Journal of Aircraft, vol. 56, no. 3, pp. 974–989. DOI: 10.2514/1.C034961

9. Barnes, C.J., Visbal, M.R. & Huang, P.G. (2016). *On the effects of vertical offset and core structure in stream wise oriented vortex-wing interactions*. Journal of Fluid Mechanics, vol. 799, pp. 128–158. DOI: 10.1017/jfm.2016.320

10. McKenna, C., Bross, M. & Rockwell, D. (2017). *Structure of a stream wise oriented vortex incident upon a wing*. Journal of Fluid Mechanics, vol. 816, pp. 306–330. DOI: 10.1017/jfm.2017.87

11. Unterstrasser, S. & Stephan, A. (2021). *Far field wake vortex evolution of two aircraft formation flight and implications on young contrails*. The Aeronautical Journal, vol. 124, issue 1275, pp. 667–702. DOI: 10.1017/aer.2020.3

12. Stephan, A., Schrall, J. & Holzäpfel, F. (2017). *Numerical optimization of plate-line design for enhanced wake-vortex decay*. Journal Aircraft, vol. 54, no. 3, pp. 995–1010. DOI: 10.2514/1.C033973

13. Zhelannikov, A.I. & Zamyatin, A.N. (2015). *Design-a software package for the system of vortex-Reva security.* Patent RU no. 2015614783, publ. April 28.

14. Belotserkovsky, S.M. & Nisht, M.I. (1978). [*Separation and non-separation flow of thin wings with an ideal liquid*]. Moscow: Nauka, 277 p. (in Russian)

15. Vyshinsky, V.V. & Sudakov, G.G. (2006). [*Vortex trace of an airplane in a turbulent atmosphere*]. Trudy TsAGI, issue 2667, 155 p. (in Russian)

16. Vyshinsky, V.V. & Sudakov, G.G. (2009). [*The vortex track of the aircraft and flight safety issues*]. Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology, vol. 1, no. 3, pp. 73–93. (in Russian)

17. Animitsa, O.V., Gaifullin, A.M., Ryzhov, A.A. & Sviridenko, Yu.N. (2015). [*Modeling of refueling an airplane in flight on the pilot stand*]. Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology, vol. 7, no. 1, pp. 3–15. (in Russian)

18. Bosnyakov, I.S. & Sudakov, G.G. (2013). [*Modeling the destruction of a vortex wake behind a passenger plane using computational aerodynamics methods*]. Trudy TsAGI, issue 2730, pp. 3–12. (in Russian)

19. Aparinov, V.A. & Dvorak, A.V. (1986). [*The method of discrete vortices with closed vortex frames*]. Trudy VVIA im. Prof. N.Ye. Zhukovskogo, issue 1313, pp. 424–432. (in Russian)

20. Belotserkovsky, S.M. & Ginevsky, A.S. (1995). [*Modeling of turbulent jets and traces based on the discrete vortex method*]. Moscow: Fizmatlit, 1995. 368 p. (in Russian)

Список литературы

1. Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N., Chinyuchin Yu.M. Impact of the atmosphere state on interaction of aircraft vortex and condensation trails // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 2. С. 70–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-2-70-80

2. Grigorev M.A., Zamyatin A.N., Rogozin V. Airflow visualization during research of large scale vortex flows // ICAS 2016. 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Science in Daejeon. Korea, September 2016. Pp. 1–7.

3. Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. Vortex wakes of aircrafts. Heidelberg: Springer-Verlag Berlin, 2009. 154 p. DOI: 10.1007/978-3-642-01760-5

4. Winckelmans G. Experimental and numerical study of counter-rotating vortex pair

dynamics in ground defect / G. Winckelmans, C. Cottin, G. Daeninck, T. Leweke // 18th Congress Français de Mécanique. Grenoble, France, 27–31 August 2007. Pp. 28–33.

5. Winckelmans G. Assessment of multiscale models for LES: spectral behavior in very high Reynolds number turbulence and cases with aircraft wakes vortices / G. Winckelmans, L. Bricteux, R. Cocle, M. Duponcheel, L. Georges // Proceedings 5th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-5). Garching, Germany, 27–29 August 2007. Vol. 1. Pp. 327–331.

6. Frech M., Holzapfel F. Skill of an aircraft wake-vortex model using weather prediction and observation // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45, no. 2. Pp. 461–470. DOI: 10.2514/1.28983

7. Holzapfel F., Steen M. Aircraft wake-vortex evolution in ground proximity: analysis and parameterization // AIAA J. 2007. Vol. 45, no. 1. Pp. 218–227. DOI: 10.2514/1.23917

8. Stephan A. Effects of detailed aircraft geometry on wake vortex dynamics during landing / A. Stephan, D. Rohlmann, F. Holzäpfel, R. Rudnik // Journal of Aircraft. 2019. Vol. 56, no. 3. Pp. 974–989. DOI: 10.2514/1.C034961

9. Barnes C.J., Visbal M.R., Huang P.G. On the effects of vertical offset and core structure in stream wise oriented vortex–wing interactions // Journal of Fluid Mechanics. 2016. Vol. 799. Pp. 128–158. DOI: 10.1017/jfm.2016.320

10. McKenna C., Bross M., Rockwell D. Structure of a stream wise oriented vortex incident upon a wing // Journal of Fluid Mechanics. 2017. Vol. 816. Pp. 306–330. DOI: 10.1017/jfm.2017.87

11. Unterstrasser S., Stephan A. Far field wake vortex evolution of two aircraft formation flight and implications on young contrails // The Aeronautical Journal. 2020. Vol. 124, iss. 1275. Pp. 667–702. DOI: 10.1017/aer.2020.3

12. Stephan A., Schrall J., Holzäpfel F. Numerical optimization of plate-line design for enhanced wake-vortex decay // Journal Aircraft. 2017. Vol. 54, no. 3. Pp. 995–1010. DOI: 10.2514/1.C033973

13. Желанников А.И., Замятин А.Н. Расчетно-программный комплекс для системы вихревой безопасности. Патент № 2015614783 РФ, опубл. 28.04.2015.

14. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 277 с.

15. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере // Труды ЦАГИ. 2006. Вып. 2667. 155 с.

16. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ. 2009. Т. 1, № 3. С. 73–93.

17. Анимица О.В. Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете / О.В. Анимица, А.М. Гайфуллин, А.А. Рыжов, Ю.Н. Свириденко // Труды МФТИ. 2015. Т. 7, № 1. С. 3–15.

18. Босняков И.С., Судаков Г.Г. Моделирование разрушения вихревого следа за пассажирским самолетом с помощью методов вычислительной аэродинамики // Труды ЦАГИ. 2013. Вып. 2730. С. 3–12.

19. Апаринов В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1986. Вып. 1313. С. 424–432.

20. Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физматлит, 1995. 368 с.

Information about the authors

Alexander I. Zhelannikov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher of Central Aerohydrodynamic Institute, zhelannikov@yandex.ru.

Andrey N. Zamyatin, Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, Head of the Department of Gromov Flight Research Institute, (FRI), frizamyatin@mail.ru.

Сведения об авторах

Желанников Александр Иванович, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, zhelannikov@yandex.ru.

Замятин Андрей Николаевич, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник отделения ЛИИ им. М.М. Громова, frizamyatin@mail.ru.

Поступила в редакцию	20.05.2022	Received	20.05.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

УДК: 629.735.3.001.26
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-59-69

Модели начальных этапов проектирования магистральных пассажирских самолетов с учетом создания семейств

П.В. Журавлев[1], В.Н. Журавлев[1]
[1]Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

Аннотация: Существует тесная связь между этапами внешнего проектирования (этап разработки технического задания на проектируемый самолет) и концептуального проектирования. Учет этой связи дает возможность проектировать более близкий к оптимальному самолет. Современные технологии проектирования позволяют перейти от создания резервов в конструкции проектируемого самолета на основе предыдущего опыта к управлению этими резервами. Подобные проектные резервы, в частности, нужно закладывать в конструкции крыла и шасси на этапе концептуального проектирования для создания семейств пассажирских самолетов. Обоснование значений данных резервов производится на основе моделирования процессов будущего функционирования всего семейства в рамках парка, что в свою очередь требует решения задачи внешнего проектирования. В результате резервы становятся новыми проектными переменными (параметрами) и должны использоваться наряду с традиционными переменными при оптимизации облика летательного аппарата. Была создана модель, учитывающая управление вышеуказанными резервами при формировании облика. Данная модель представляет собой часть системы моделей, решающей задачи формирования парка пассажирских самолетов на этапе внешнего проектирования с учетом наличия в этом парке семейства самолетов и оптимизации данного семейства. Результаты вычислений модели были верифицированы для магистральных пассажирских самолетов основных классов с учетом факторов наличия соответствующих семейств. В ходе верификации крыло для каждого рассматриваемого пассажирского самолета рассчитывалось для максимальной по взлетному весу версии семейства и фиксировалось для той версии, статистика по которой использовалась для проверки результатов вычисления модели. В ходе верификации было выявлено хорошее соответствие результатов расчетов модели имеющейся статистике. Верификация показала, что созданная модель может использоваться для формирования облика и семейств пассажирских самолетов всех основных классов (ближне-, средне- и дальнемагистральных).

Ключевые слова: проектирование самолетов, семейство пассажирских самолетов, парковая задача.

Для цитирования: Журавлёв П.В., Журавлёв В.Н. Модели начальных этапов проектирования магистральных пассажирских самолётов с учётом создания семейств // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 59–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-59-69

Models of early stages of design of trunk-route passenger airplanes with taking families into account

P.V. Zhuravlev[1], V.N. Zhuravlev[1]
[1]Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract: There is a tight connection between the Pre-Design (development of requirements for the designed airplane) and Conceptual Design stages while creating a new aircraft. Taking this connection into account would result in the design of more optimal aircraft that would have the appropriate advantage during operation. Previously when the ability to take such interconnections into the account was lacking the designers were forced to allocate certain reserves in the project based on previous design experience. The advancement of design, modeling and manufacturing methods allowed transitioning from allocating these reserves as means for possible error compensation to their planning or management. In particular, such planned reserves should be allocated in wing and landing gear at the Conceptual Design stage for the creation of passenger airplane families. The values of these reserves should be substantiated based on the evaluation of future functioning of the whole created airplane family within the

airline fleet. This requires solving a problem of Pre-Design and requirements creation. Thus, the reserves become new design variables. The values of these new variables should be optimized together with the values of the existing "traditional" variables during airplane design. A model, which takes management of the aforementioned reserves into the account during airplane design, was constructed. The presented model is intended for usage within the framework of the models, which solve the problem of creation of a passenger airplane fleet at Pre-Design stage with taking the presence of an airplane family within this fleet into the account as well as optimization of this passenger airplane family. The model calculation results were verified for the trunk-route passenger airplanes of all main types with taking the existence of the appropriate families into the account. During verification the wing of each considered passenger airplane was sized for the appropriate family version with the maximum take-off weight. After that this wing was "fixed" and processed as initial data for the family version, statistics on which was used for checking the model calculation results. The verification demonstrated good correlation between the model calculation results and the available statistics. It also showed that the presented model can be used for the design of individual trunk-route passenger airplanes and families of all main types (short-, medium- and long-range).

Key words: airplane design, passenger airplane family, design reserves, fleet creation problem, pre-design, conceptual design.

For citation: Zhuravlev, P.V. & Zhuravlev, V.N. (2022). Models of early stages of design of trunk-route passenger airplanes with taking families into account. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 59–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-59-69

Введение

Этапы внешнего (этап разработки технического задания (ТЗ) на проектируемый самолет) и концептуального проектирования нового летательного аппарата (ЛА) тесно связаны между собой. Схема и проектные параметры нового ЛА зависят от его проектных требований, в то время как проектные требования зависят от экономических характеристик (ЭХ) ЛА (ЭХ также часто входят в требования к воздушным судам гражданской авиации). В свою очередь ЭХ являются функцией схемы и значений проектных параметров ЛА. Перечисленные взаимные связи необходимо учитывать в процессе создания новых ЛА, в том числе пассажирских магистральных самолетов. Пример подобных связей приведен ниже на рис. 1.

ЛА проектируются для выполнения определенного множества миссий (заданий) в определенных условиях (заданных в том числе в виде диапазонов). Улучшения, связанные с самим процессом создания, позволяют лучше приспособить проектируемый ЛА к планируемым условиям применения (улучшить соответствие ЛА требованиям). Подобные улучшения уменьшают затраты на эксплуатацию за счет исключения ненужных «лишних» возможностей проектируемого ЛА [1]. Например, если новый пассажирский самолет имеет значительно меньшую взлетную дистанцию, чем та, что требуется для его эксплуатации в заданных аэропортах, то данная «дополнительная» возможность не дает дополнительных преимуществ эксплуатанту, но при этом для ее получения необходимо увеличить площадь крыла и (или) тягу двигателей. Улучшения в процессе проектирования (уточнение требований и получаемых возможностей) позволят идентифицировать описанные выше излишки на ранних стадиях проектирования. Это в свою очередь позволит проектировщикам исключить излишние возможности, что напрямую экономит затраты при эксплуатации проектируемого ЛА. Для учета и исключения таких излишков необходимо учесть взаимные связи между этапами внешнего и концептуального проектирования ЛА.

Ранее, при отсутствии возможности точного учета связей между различными этапами создания нового ЛА, конструкторы были вынуждены закладывать в проект резервы. Необходимость создания этих резервов была связана с возможным браком при производстве (отклонением параметров серийных ЛА от их проектных значений), а также с ошибками и неточностями при проектировании и моделировании на различных этапах создания ЛА. Данные ошибки и брак приводили к ухудшению характеристик создаваемых ЛА. Чтобы учесть возможность этого ухудшения, конструкторы были вынуждены вводить в расчеты поправочные коэффициенты, которые приводили к созданию вышеописанных «излишков» или «резервов». Такие резервы зачастую не

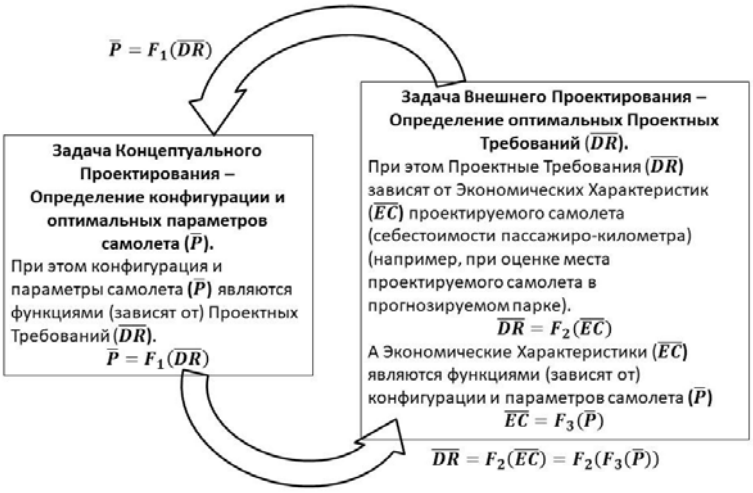

Рис. 1. Взаимосвязь между этапами внешнего и концептуального проектирования нового ЛА
Fig. 1. Interconnection between the stages of Pre-Design and Conceptual Design of a new aircraft

могли быть точно обоснованы с помощью расчетов и создавались в проекте на основе существующего в конкретной проектной компании опыта по созданию предыдущих ЛА. В определенной степени такие резервы можно было рассматривать как «погрешности» при формировании облика будущего ЛА. С течением времени модельно-методический аппарат проектирования совершенствовался, так же как и технологии производства и испытаний ЛА. В связи с этим совершенствованием стало возможно перейти к так называемому планированию резервов. Под планированием резервов подразумевается точный расчет и обоснованный учет резервов в проекте с целью их дальнейшего использования в случае, например, изменения условий эксплуатации или создания семейства на основе разрабатываемого нового ЛА. При этом актуальность и необходимость формирования резервов в проекте не исчезла, так как опыт последних 50 лет показывает, что вместо проектирования отдельных типов ЛА проектные компании перешли к созданию семейств пассажирских самолетов.

Методы и методология исследования

Для управления резервами необходимо учитывать связи между различными этапами проектирования (рис. 1), так как именно эти связи помогают определить и обосновать величины закладываемых в проект резервов. В частности, для решения задачи создания семейства (определения величин резервов, закладываемых в базовую версию семейства на этапе концептуального проектирования, а также определения количества членов семейства и значений их проектных параметров), необходимо оценивать функционирование данного семейства в рамках смешанного парка, состоящего из отдельных типов ЛА и других семейств помимо данного (т. е. решать задачу внешнего проектирования). Однако справедливо и обратное утверждение: при решении задачи формирования и оценки функционирования перспективного смешанного парка пассажирских самолетов (т. е. при решении задачи внешнего проектирования) необходимо учитывать наличие в парке новых проектируемых семейств пассажирских самолетов (т. е. решать задачу концептуального проектирования для определения параметров и характеристик самолетов – членов проектируемых семейств). При этом необходимо отметить, что, хотя задача формирования оптимального парка пассажирских самолетов решается на этапе внешнего проектирования, она включает в себя расчеты, связанные с этапом концептуального проектирования (формированием облика). Таким образом, поскольку современные пассажирские самолеты создаются как часть соответству-

ющих семейств, необходимо соответствующим образом изменять процесс их разработки на этапах внешнего и концептуального проектирования, а также учитывать связи между этими этапами.

Таким образом, при проектировании нового пассажирского самолета появляется ряд новых проектных переменных, значения которых необходимо оптимизировать наряду с традиционно используемыми проектными переменными для достижения оптимума при создании всего семейства. Эти новые проектные переменные фактически представляют собой резервы, закладываемые в проектные параметры и конструкцию создаваемого ЛА с целью создания на его основе модифицированных версий и формирования из них семейства самолетов. Естественно, эти резервы неизбежно ведут к излишним возможностям (летно-техническим характеристикам – ЛТХ) базовой версии семейства. Однако данные излишние возможности и резервы являются необходимыми и планируются заранее, так как они позволяют в будущем разрабатывать все требуемые версии в новом семействе пассажирских самолетов.

Соответствующий опыт создания семейств, а также планирования и управления резервами был учтен и обобщен в работах [2–4]. С использованием результатов этих работ авторами были проведены соответствующие исследования и предложены методы решения задач формирования семейств магистральных пассажирских самолетов в процессе решения парковых задач [5–7].

В ходе проведенных исследований стало очевидно, что для корректной верификации моделей формирования облика магистральных пассажирских самолетов также необходимо учитывать факторы формирования семейств. В частности, стандартный подход по расчету нагрузки на крыло магистрального пассажирского самолета, исходя из ограничений по взлетно-посадочным характеристикам (ВПХ) для заданной посадочной массы, не всегда дает правильные результаты в ходе верификации. Это связано с тем, что в процессе проектирования самолетов при выборе параметров базовой (первой создаваемой) версии семейства крыло для нее выбирается переразмеренным по площади относительно оптимума (нагрузка на крыло для такого самолета лежит ниже оптимального значения, т. е. площадь крыла больше по сравнению с величиной, определяемой сертификационными ограничениями и требованиями к проектируемому самолету). Площадь крыла выбирается с запасом, так как при росте взлетной массы значительное ее увеличение сложно реализовать, особенно для конструкций из композиционных материалов. Подобное уменьшение нагрузки на крыло ведет к появлению «излишних» возможностей проектируемого самолета (базовой версии семейства) по ЛТХ (включая меньшие дистанции взлета и посадки). Затем согласно имеющейся статистике и теории семейств в ходе развития семейства максимальная взлетная масса увеличивается, что приводит к росту нагрузки на крыло. Таким образом, нагрузка на крыло приближается к оптимальному значению, ограниченному ВПХ наибольших по максимальной взлетной массе версий (в [6] показано, что этот предел лежит на уровне порядка 750 кг/м^2).

На основе результатов проведенных исследований был разработан модельно-методический аппарат для формирования облика магистральных пассажирских самолетов классической схемы в ходе совместного решения задач внешнего и концептуального проектирования (формирования парка магистральных пассажирских самолетов при наличии в нем семейства). Данная модель разрабатывалась с учетом необходимости управления резервами. Ее верификация также производилась с учетом резервов, заложенных в проекты реальных ЛА с целью создания на их основе семейств.

В ходе создания модели были проанализированы все основные доступные источники, в которых содержатся расчетные формулы, пригодные для разработки моделей формирования облика на этапе концептуального проектирования [8–18].

Разработанный модельно-методический аппарат является универсальным для магистральных пассажирских самолетов различ-

ных классов. В ходе верификации модели она была протестирована на следующих самолетах: A320-200, B767-300 и B777-200 (т. е. на самолетах ближнемагистрального, среднемагистрального и дальнемагистрального классов).

В разработанной авторами модели была учтена особенность, связанная с управлением резервом площади крыла. На основе проведенных исследований было установлено, что, как правило, создание семейства начинается с проектирования и запуска в серийное производство наименьшей по взлетной массе, длине фюзеляжа и пассажировместимости версии семейства с резервом площади крыла. Для обоснования этого резерва требуется провести предварительный проектный расчет и проработку наибольшей по взлетной массе, длине фюзеляжа и пассажировместимости версии семейства и определить оптимальную площадь и вес крыла этой наибольшей версии. Поэтому нагрузка на крыло при формировании облика рассчитывается предварительно для самой большой по взлетной массе версии семейства, после чего площадь крыла фиксируется для всех остальных версий семейства.

Поскольку площадь оперения зависит от площади крыла, она также задается в виде пропорции в зависимости от фиксированной и заданной для наибольшей версии семейства площади крыла. Согласно информации, представленной в [2], при создании версии семейства за счет изменения длины фюзеляжа ее оперение остается неизменным как по геометрическим характеристикам, так и по весу. Данное утверждение было проверено и подтверждено в результате анализа приведенной в [11] статистики параметров оперения следующих семейств магистральных пассажирских самолетов: A318-321, A330/340, B747, B757, B767, B777, B737. Таким образом, оперение должно считаться для наименьшей версии в семействе и фиксироваться, ведь при увеличении длины фюзеляжа его эффективность возрастает в связи с увеличением плеча приложения соответствующих управляющих сил. При этом в случае, если оперение является переразмеренным по массе и площади для версий с удлиненным фюзеляжем, его перепроектирование и облегчение не производится в связи с малой величиной относительного веса оперения.

Таким образом, при формировании семейства в проектном расчете возникает цикл. В этом цикле сначала необходимо сформировать облик максимальной по взлетной массе и пассажировместимости версии семейства (максимальной версии семейства), определить для нее оптимальную площадь и вес крыла, затем зафиксировать эти значения площади и веса крыла и сформировать облик минимальной по пассажировместимости версии семейства (минимальной версии семейства) с крылом максимальной версии семейства. Для этой минимальной версии семейства оперение будет иметь самый большой вес. После этого необходимо заново сформировать облик максимальной версии семейства с зафиксированным весом оперения от минимальной версии семейства для того, чтобы уточнить значение площади и веса крыла. Однако уже в ходе проверочных расчетов стало ясно, что это изменение будет крайне небольшим из-за небольшой относительной массы оперения в общей взлетной массе. Поэтому был сделан вывод, что коррекция взлетного веса (а значит, и площади крыла) максимальной версии семейства при изменении массы оперения будет незначительной. Таким образом, данной обратной связью можно пренебречь в рамках требуемой точности расчетов модели.

Еще один резерв при создании семейства связан с изменением высоты стоек шасси для обеспечения заданного максимального посадочного угла при увеличении длины фюзеляжа. Подобный резерв также нужен для установки на проектируемый пассажирский самолет двигателей с увеличенной степенью двухконтурности [19]. В этом случае высота стоек шасси должна обеспечивать достаточное расстояние от нижней кромки двигателей до земли в случае увеличения их диаметра. Для обеспечения достаточной высоты также могут быть установлены стойки шасси переменной длины так, как это было реализовано на самолетах семейства Boeing 737 MAX.

Подобные стойки переменной длины будут иметь увеличенный вес по сравнению со стойками неизменной длины.

Согласно [11] при сравнении массы шасси необходимо учитывать, что некоторые производители устанавливают стойки, которые изначально рассчитаны на будущие версии с удлиненным фюзеляжем. Подобное проектное решение позволяет избежать дополнительных расходов на перепроектирование и сертификацию новых стоек шасси при создании новых версий семейства. Таким образом, в отдельных случаях масса и размеры шасси могут выбираться сразу для наиболее тяжелых и длинных версий семейства. Однако согласно [2] резервы закладываются только в размеры ниш уборки стоек шасси, а сами стойки переделываются для новых версий семейства. Это связано с тем, что стойки, спроектированные под наиболее тяжелую версию семейства, будут слишком жесткими для более легких версий и, наоборот, стойки, спроектированные для наиболее легких версий, не смогут обеспечить нужные амортизационные характеристики для более тяжелых версий. Кроме того, нужно предусматривать соответствующие усиления в элементах крепления стоек шасси, необходимые для того, чтобы они выдерживали б*о*льшие нагрузки от шасси с увеличенной высотой, а также увеличенный вес новых версий семейства с увеличенными максимальными взлетной и посадочной массами.

На основе анализа приведенных выше источников и доступных статистических данных было принято, что стойки шасси перепроектируются для каждой версии семейства, а резервы закладываются в размеры ниш их уборки и конструкцию узлов их крепления. Данные резервы учитываются через значения соответствующих общих статистических коэффициентов, используемых в формулах расчета масс крыла и фюзеляжа. Стойки шасси в принятой для исследования схеме крепятся к крылу. В предложенной модели крыло рассчитывается, оптимизируется и фиксируется для максимальной версии семейства, а значит, данные резервы также учитываются для максимальной версии семейства и задаются в виде фиксированных величин вместе с фиксацией массы крыла для всех остальных версий.

Как правило, модифицированные версии в семействе получаются с помощью изменения (увеличения или уменьшения) длины фюзеляжа. При этом увеличение длины фюзеляжа производится гораздо чаще, чем уменьшение, и в основном не превышает 30%. Это связано с тем, что в отличие от укороченной версии удлиненная версия всегда стоит дороже, а значит, и гораздо быстрее окупает затраты на ее разработку [4].

Для учета влияния изменения (уменьшения и увеличения) длины фюзеляжа на аэродинамические характеристики при создании всех версий семейства в модели использовались материалы [19, 20]. Приведенная в указанных источниках модель позволяет находить аэродинамические характеристики самолета с фюзеляжем произвольной длины и фиксированным крылом за счет покомпонентного вычисления коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе $C_{X,0}$. В рамках этого расчета коэффициент формы фюзеляжа меняется в зависимости от соотношения его длины и диаметра, что позволяет зафиксировать крыло (через его площадь и коэффициент его формы) и, изменяя удлинение фюзеляжа, пересчитывать аэродинамические характеристики самолета. Расчет поляры ведется с помощью использования коэффициента Освальда. Используемая модель была верифицирована авторами [19, 20] на основе полученных экспериментальным путем аэродинамических характеристик самолета A320. Для самолетов A320-200, B767-300 и B777-200 были проведены расчеты с использованием разработанной методики и построены расчетные поляры в крейсерской конфигурации. Было проведено сравнение расчетных поляр с полученными экспериментальным путем данными из [21, 22]. Анализ показал, что результаты расчетов близки к экспериментальным данным в районах максимальных значений аэродинамического качества вышеуказанных самолетов, что проиллюстрировано на рис. 2. Указанный результат важен, потому что пассажирские самолеты совершают полет на крейсерском режиме со

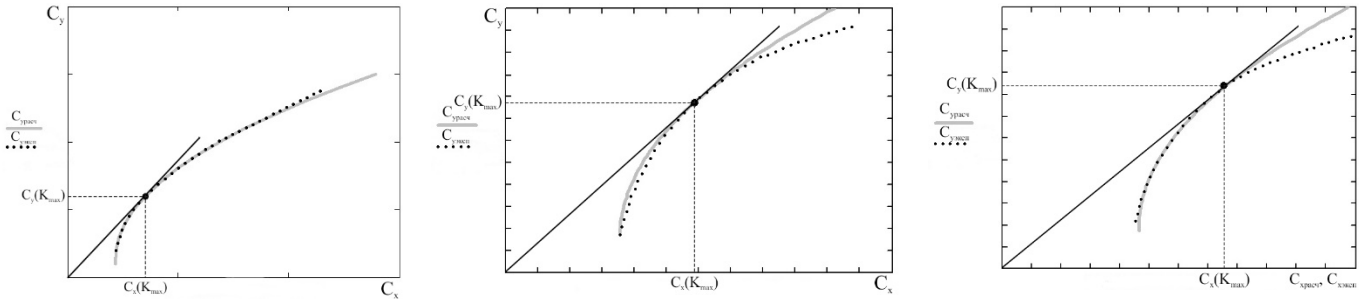

Рис. 2. Поляры самолетов А320, В767-300 и В777-200 $C_x = F(C_y)$ для крейсерского полета с соответствующими числами Маха (M = 0,78; M = 0,8; M = 0,84) и с указанием точек, соответствующих максимальному аэродинамическому качеству

Fig. 2. Lift-drag polars of A320, B767-300 and B777-200 $C_D = F(C_L)$ for cruise flight with the appropriate Mach number (M = 0.78; M = 0.8; M = 0.84) with the large dots showing the maximum values of the lift-to-drag ratio

значением аэродинамического качества, близким к максимальному [11, 23].

В созданной авторами модели формирования облика расчет проводится в соответствии с алгоритмом, представленным в [13, 24].

Сначала делается расчет взлетной массы самолета по приближенным формулам.

На следующем шаге рассчитываются относительные значения массы топлива, потребной для следующих расчетных случаев:

- полета на максимальную дальность с максимальной для создаваемого самолета коммерческой нагрузкой,
- полета с максимальной массой коммерческой нагрузки, перевозимой на дальность полета с полностью заправленными баками.

Затем для полученного значения максимальной взлетной массы рассчитывается нагрузка на крыло для следующих двух расчетных случаев:

- посадки самолета,
- крейсерского полета.

Значение величины нагрузки на крыло выбирается как минимальное из рассчитанных.

Похожим образом определяется тяговооруженность самолета для следующих расчетных случаев:

- набора высоты с одним отказавшим двигателем,
- обеспечения горизонтального полета на крейсерской скорости,
- обеспечения заданной длины разбега самолета при взлете.

Значение величины тяговооруженности выбирается как максимальное из рассчитанных.

Исходя из полученных значений нагрузки на крыло, тяговооруженности и максимальной взлетной массы рассчитываются суммарная взлетная тяга двигателей и площадь крыла самолета.

После этого по более точным формулам рассчитывается взлетная масса второго приближения, которая уточняется в случае необходимости.

Результаты исследования

В ходе верификации модели для расчета нагрузки на крыло была взята, рассчитана и зафиксирована площадь крыла (а значит, и соответствующая ей площадь оперения) максимальных версий соответствующих семейств:

- А321 для семейства А318–А321, в которое входит А320,
- В767-300ER для семейства В767,
- В777-300 для семейства В777.

В табл. 1 представлены результаты проверочных расчетов, проведенных с помощью модели, по сравнению с данными, приведенными в [11, 25].

Таблица 1
Table 1

Результаты проверочных расчетов по сравнению с данными из [11, 25]
Verification results compared with the data from [11, 25]

Модель самолета, выбранная для верификации	A320-200	B767-300	B777-200
Значение максимальной взлетной массы из [11, 25], кг	73500	156489	242670
Расчетное значение максимальной взлетной массы, кг	68090	145100	255700
Процент ошибки, полученной в расчетах относительно данных из [11, 25], %	7,4	7,3	5,4

Обсуждение полученных результатов

По результатам предыдущих исследований [4] известно, что для всех версий семейства A318–A321 используется одно и то же крыло без каких-либо изменений. Эта информация также подтверждается тем, что переналадка производственных линий для выпуска различных версий крыла при высокой интенсивности темпов производства и большом количестве производимых ЛА является крайне сложной и трудоемкой и фактически требует ввода в строй дополнительных сборочных линий на существующем производстве. Большое количество самолетов в серии и высокие темпы характерны именно для производства пассажирских самолетов в ближнемагистральном и среднемагистральном сегментах. Также в распоряжении авторов исследования имелись данные о весах отдельных агрегатов самолета A320. Все это дало возможность провести расчет, в ходе которого сравнивались результаты работы модели для A320 с крылом, рассчитанным как оптимальное для A321 (самой большой версии семейства) и заданным при формировании облика A320, и A320 с оптимальным крылом. В результате было установлено, что ошибка в значении максимальной взлетной массы при расчетах для самолета A320 с оптимальным крылом увеличивается до 9,05 %. При этом для дальнемагистрального B777-200 при проведении подобного расчета ошибка также увеличилась, но не столь значительно – до 6,3 % (т. е. средний рост ошибки для обоих самолетов составляет порядка 20 %). Однако подобной тенденции увеличения ошибки не наблюдалось в случае с B767-300, что, возможно, объясняется неточностями во взятых авторами исходных данных, а также отсутствием у авторов статистических данных по весам агрегатов данного самолета и, как следствие, возможности более тщательной проверки результатов расчетов для этого самолета.

Заключение

Верификация модели показала, что она позволяет формировать облик семейств магистральных пассажирских самолетов с удовлетворительной точностью. В результате проведенного расчета было установлено, что предложенный метод учета факторов формирования семейства при формировании облика пассажирских самолетов дает положительный результат и позволяет снизить ошибки в результатах работы модели.

Таким образом, предлагаемая модель принимает во внимание основные особенности создания семейства магистральных пассажирских самолетов (управление резервами) и обеспечивает их учет при формировании обликов новых магистральных пассажирских самолетов. Данная модель формирования облика была создана с учетом взаимных связей между этапами внешнего и концептуального проектирования.

Она предназначена для работы в рамках системы моделей решения задачи формирования парка пассажирских магистральных самолетов с учетом наличия в парке семейства, а также для оптимизации параметров самолетов семейства (управления резервами в конструкциях и параметрах крыла и шасси).

Список литературы

1. Raymer D.P. Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization: Doctoral Thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. 150 p.

2. Шейнин В.М., Макаров В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники. М.: Наука, 1982. 226 с.

3. Степанов А.Н. Методика проектирования пассажирских самолетов с учетом модификаций. М.: МАИ, 1982. 41 с.

4. Krauss M. Variantenentwicklungen bei verkherflugzeugen: Doctoral Thesis. Munich: Technischen Universität München, 1997. 167 p.

5. Zhuravlev P.V. Application of fleet creation problems in aircraft pre-design [Электронный ресурс] // Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Санкт-Петербург, 7–12 сентября 2014 г. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0314_paper.pdf (дата обращения: 13.04.2022).

6. Журавлев П.В. Анализ значения модификаций и семейств при проектировании современных пассажирских самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 121–125.

7. Zhuravlev P., Zhuravlev V. Significance of modifications for development of passenger airplanes // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2012. Vol. 84, no. 3. Pp. 172–180. DOI: 10.1108/00022661211222021

8. Raymer D.P. Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909

9. Roskam J. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Ottawa: The University of Kansas, 1985. 207 p.

10. Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design. Delft: Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 1982. 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4

11. Jenkinson L.R., Simpkin P., Rhodes D. Civil jet aircraft design. London: Arnold, 1999. 418 p.

12. Nicolai L.M., Carichner G.E. Fundamentals of aircraft and airship design. Vol. I – Aircraft design. Blacksburg. VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2010. 907 p.

13. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов / Под ред. С.М. Егера. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

14. Брусов В.С., Баранов С.К. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. М.: Машиностроение, 1989. 232 с.

15. Арепьев А.Н. Концептуальное проектирование магистральных пассажирских самолетов. Выбор схемы и параметров. М.: МАИ, 1996. 95 с.

16. Арепьев А.Н. Руководство по проектированию пассажирских самолетов. Т. III. Определение параметров самолета и его частей. 4-е изд. М.: МАИ, 2012. 476 с.

17. Лисейцев Н.К., Максимович В.З. Расчет взлетной массы и выбор основных параметров самолета. М.: МАИ, 1990. 52 с.

18. Киселев В.А. Вопросы компоновки пассажирских самолетов. М.: МАИ, 1977. 75 с.

19. Nita M.F. Contributions to aircraft preliminary design and optimization: Doctoral Thesis [Электронный ресурс] // Bucharest: POLITEHNICA University of Bucharest, Hamburg: Hamburg University of Applied Sciences, 2013. 270 p. URL: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/NITA_DISS_AC_Preliminary_Design_and_Optimization_2013.pdf (дата обращения: 13.04.2022).

20. Nita M.F., Scholz D. Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters [Электронный ресурс] // German Aerospace Congress, German: Berlin, 10–12 September 2012. ID: 281424. URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/

OPerA/OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf (дата обращения: 13.04.2022). DocumentID: 281424

21. Obert E. Aerodynamic design of transport aircraft. Delft: Delft University Press, 2008. 638 p.

22. Obert E. The role of aerodynamics in aircraft design and operation. Delft: Delft University Press, 2008. 904 p.

23. Скрипниченко С.Ю. Теоретические основы повышения экономичности полета. М.: Издание ГосНИИ ГА, 2005. 368 с.

24. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов. 5-е изд, перераб. и доп. / Под ред. М.А. Погосяна. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

25. Airbus A320 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning. 2020. 388 с. [Электронный ресурс] // Сайт корпорации Airbus. 2020. 388 с. URL: https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2021-11/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320.pdf (дата обращения: 13.04.2022).

References

1. Raymer, D.P. (2002). *Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization: Doctoral Thesis*. Stockholm: Royal Institute of Technology, 150 p.

2. Sheynin, V.M. & Makarov, V.M. (1982). [*Role of modifications in the development of aircraft*]. Moscow: Nauka, 226 p. (in Russian)

3. Stepanov, A.N. (1982). [*Method of passenger airplanes design taking modification into account*]. Moscow: MAI, 41 p. (in Russian)

4. Krauss, M. (1997). *Variantenentwicklungen bei verkherflugzeugen*: Doctoral Thesis. Munich: Technischen Universität München, 167 p. (in German)

5. Zhuravlev, P.V. (2014). *Application of fleet creation problems in aircraft pre-design*. Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Saint-Petersburg. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0314_paper.pdf (accessed: 13.04.2022).

6. Zhuravlev, P.V. (2013). *Analysis of significance of modifications and families for the design of modern passenger airplanes.* Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 188, pp. 121–125. (in Russian)

7. Zhuravlev, P. & Zhuravlev, V. (2012). *Significance of modifications for development of passenger airplanes*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 84, no. 3, pp. 172–180. DOI: 10.1108/00022661211222021

8. Raymer, D.P. (2018). *Aircraft design: A conceptual approach.* 6th ed. Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909

9. Roskam, J. (1985). *Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes*. Ottawa: The University of Kansas, 207 p.

10. Torenbeek, E. (1982). *Synthesis of subsonic airplane design.* Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 598 p. DOI: 10.1007/978-94-017-3202-4

11. Jenkinson, L.R., Simpkin, P. & Rhodes, D. (1999). *Civil jet aircraft design.* Civil jet aircraft design. London: Arnold, 1999. 418 p.

12. Nicolai, L.M. & Carichner, G.E. (2010). *Fundamentals of aircraft and airship design. Vol. I – Aircraft design.* Blacksburg, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 907 p.

13. Eger, S.M., Mishin, V.F., Liseytsev, N.K. et al. (1983). [*Airplane design*], in Eger S.M. (Ed.). 3rd. ed., pererab. i dop. Moscow: Mashinostroyeniye, 616 p. (in Russian)

14. Brusov, V.S. & Baranov, S.K. (1989). [*Optimal design of aircraft. Multi-purpose approach*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 232 p. (in Russian)

15. Arepyev, A.N. (1996). [*Conceptual design of trunk-route passenger airplanes. Selection of configuration and parameters*]. Moscow: MAI, 95 p. (in Russian)

16. Arepyev, A.N. (2012). [*Guidelines for passenger airplanes design. Volume III. Definition of airplane and its parts parameters*]. 4th ed. Moscow: MAI, 476 p. (in Russian)

17. Liseytsev, N.K. & Maksimovich, V.Z. (1990). [*Calculation of take-off weight and selection of main airplane parameters*]. Moscow: MAI, 52 p. (in Russian)

18. Kiselev, V.A. (1977). [*Problems of layout and passenger airplanes configuration*]. Moscow: MAI, 75 p. (in Russian)

19. Nita, M.F. (2013). *Contributions to aircraft preliminary design and optimization: Doctoral Thesis*. Bucharest, POLITEHNICA University of Bucharest, Hamburg, Hamburg University of Applied Sciences, 270 p. Available at: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/NITA_DISS_AC_Preliminary_Design_and_Optimization_2013.pdf (accessed: 13.04.2022).

20. Nita, M.F. & Scholz, D. (2012). *Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters.* German Aerospace Congress, German, Berlin, 10–12 September 2012. ID: 281424. Available at: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf (accessed: 13.04.2022).

21. Obert, E. (2008). *Aerodynamic design of transport aircraft.* Delft, Delft University Press, 638 p.

22. Obert, E. (2008). *The role of aerodynamics in aircraft design and operation.* Delft, Delft University Press, 904 p.

23. Skripnichenko, S.Yu. (2005). [*Theoretical foundations of flight economy improvement*]. Moscow: GoSNII GA, 368 p. (in Russian)

24. Pogosyan, M.A., Liseytsev, N.K., Strelets, D.Yu. et al. (2018). [*Airplane design*]. 5th ed., in Pogosyan M.A. (Ed.). Moscow: Innovatsionnoye Mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)

25. Airbus (2020). *Airbus A320 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning*. Blagnac: Airbus S.A.S., 388 p. Available at: https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2021-11/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320.pdf (accessed 13.04.2022).

Сведения об авторах

Журавлев Павел Владимирович, старший преподаватель кафедры внешнего проектирования и эффективности авиационных комплексов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), pvzhuravlev@mail.ru.

Журавлев Владимир Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры внешнего проектирования и эффективности авиационных комплексов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), vn_zhuravlev@mail.ru.

Information about the authors

Pavel V. Zhuravlev, Senior Lecturer at the Department of Pre-Design and Effectiveness of Complex Aviation Systems, Moscow Aviation Institute (National Research University), pvzhuravlev@mail.ru.

Vladimir N. Zhuravlev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor at the Department of Pre-Design and Effectiveness of Complex Aviation Systems, Moscow Aviation Institute (National Research University), vn_zhuravlev@mail.ru.

Поступила в редакцию	05.05.2022	Received	05.05.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

УДК 621.396
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-70-79

Метод 128-позиционной квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции

П.Е. Корнеев[1]
[1] *Егорьевский технологический институт (филиал) ФГБОУ «Московский государственный технологический университет "СТАНКИН"», г. Егорьевск, Россия*

Аннотация: Функционирование современных цифровых систем связи, как правило, происходит в сложной помеховой обстановке. Воздействие на систему связи оказывают разнообразные виды помех: как естественные помехи, связанные с условиями распространения радиоволн, так и искусственные помехи, связанные с электромагнитной совместимостью радиотехнических средств, характеристиками каналов связи и т. д. Прикладные вопросы повышения помехозащищенности цифровых систем связи весьма актуальны в настоящее время. При этом повышения помехозащищенности целесообразно достигать рациональными способами, не требующими существенного увеличения энергетики излучаемых сигналов. Методы, основанные на применении алгоритмов обработки специальных видов сигналов, наиболее перспективны на сегодняшний день. Пристальное внимание радиоспециалистов обращено к методам цифровой обработки поляризационно-манипулированных сигналов, которые при сохранении пропускной способности системы связи позволяют получить существенный выигрыш параметров помехозащищенности системы связи. При этом наблюдается удачное сочетание данных методов с уже известными методами цифровой обработки сигналов. В данной статье рассмотрен многопозиционный метод квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции (М-КАПМ), где число позиций $M = 2^7 = 128$ (128-КАПМ). Модуляционный символ при 128-КАПМ состоит из 7-разрядного цифрового кода. Цель данной работы заключается в аналитическом описании метода 128-позиционной квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции при передаче по каналу связи 7-разрядных двоичных модуляционных символов. В ходе математического моделирования сформировано и визуализировано сигнальное созвездие. Приведена структурная схема модулятора. Практическая значимость данной работы заключается в том, что квадратурную амплитудно-поляризационную манипуляцию можно рассматривать как универсальный вид цифровой модуляции, который можно применять вместо известных на сегодняшний день квадратурных видов манипуляции.

Ключевые слова: поляризация радиоволн, квадратурные методы обработки сигнала, поляризационная манипуляция.

Для цитирования: Корнеев П.Е. Метод 128-позиционной квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 70–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-70-79

Method of 128-position quadrature amplitude-polarization manipulation

P.E. Korneev[1]
[1] *Yegoryevsk Technological Institute (branch), FSFEI HE Moscow State Technological University "STANKIN", Yegoryevsk, Russia*

Abstract: The functioning of modern digital communication systems tends to occur in a complex interference environment. The communication system is affected by various types of jamming: both natural noises associated with the conditions of radio waves propagation, and artificial interference concerned with electromagnetic compatibility of radio equipment, characteristics of communication channels, etc. Applied issues of enhancing digital communication systems interference insusceptibility are quite relevant at the present time. Concurrently, it is advisable to achieve an increase in interference insusceptibility by rational methods that do not require a significant increase in the emitted signals energy. The techniques based on the use of algorithms for processing special types of signals are the most promising to this date. Radio specialists address the methods for digital processing of polarization-manipulated signals which, while maintaining the communication system carrying capacity, allow us to obtain an essential gain in the parameters of the communication system interference insusceptibility. At the same time, a successful

combination of these methods with the already known techniques of digital signal processing is noted. This article considers the multi-position method of quadrature amplitude-polarization manipulation (M-QAPM), where the number of positions $M = 2^7 = 128$ (128-QAPM). The modulation symbol at 128-QAPM consists of a 7-bit digital code. The purpose of this article is to describe analytically the method of 128-position quadrature amplitude-polarization manipulation when transmitting 7-bit binary modulation symbols over a communication channel. During mathematical modeling, a signal constellation was formed and visualized. The structural diagram of the modulator was given. The practical significance of the given paper lies in the fact that quadrature amplitude-polarization manipulation can be considered as a universal type of digital modulation, which can be applied instead of the currently known quadrature types of manipulation.

Key words: polarization of radio waves, quadrature methods of signal processing, polarization manipulation.

For citation: Korneev, P.E. (2022). Method of 128-position quadrature amplitude-polarization manipulation. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 70–79. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-70-79

Введение

Рассмотрим применение квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции при передаче цифровой информации в линиях связи. Вопросы помехозащищенности при использовании поляризационной манипуляции достаточно глубоко описаны в работах [1–7] и выходят за рамки данной статьи.

Цель данной работы заключается в аналитическом описании метода 128-позиционной квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции при передаче по каналу связи 7-разрядных двоичных модуляционных символов.

Постановка задачи – для метода 128-КАПМ требуется получить математические формулы, описывающие эллиптически поляризованный сигнал и его квадратурные составляющие с построением сигнального созвездия и структурной схемы КАПМ-модулятора.

Этапы решения поставленной задачи

1. Вывод аналитических выражений эллиптически поляризованного сигнала и его квадратурных составляющих.
2. Описание метода 128-КАПМ. Математическое моделирование значений квадратурных составляющих, а также модуля и фазы сигнального вектора для различных значений амплитуды, начальной фазы и геометрических параметров эллипса поляризации эллиптически поляризованной электромагнитной волны.
3. Формирование сигнального созвездия 128-КАПМ радиосигнала.
4. Построение и описание работы структурной схемы КАПМ-модулятора.

Квадратурные составляющие эллиптически поляризованного сигнала

Для передачи цифровой информации в линии связи будем использовать эллиптически поляризованную радиоволну. В [8] показано, что суперпозиция двух волн круговой поляризации с противоположным направлением вращения, имеющих относительный сдвиг фаз и различные амплитуды, дает в результате эллиптически поляризованную волну. Поэтому считаем, что в антенной системе цифровой радиолинии связи реализован круговой поляризационный базис. На практике такой базис может быть реализован в виде двух вложенных друг в друга спиральных антенн противоположного направления вращения вектора напряженности электрического поля $\vec{E}$ или в виде комбинации четвертьволновых фазовых устройств с круглым волноводом. На основе [9] представим эллиптически поляризованный сигнал, изменяющийся во времени t, следующей комплексной функцией:

$$\dot{x}(t) = A_+ e^{j(\omega t+\varphi_+)} + A_- e^{-j(\omega t-\varphi_-)}, \quad (1)$$

где A_+, φ_+ – амплитуда и начальная фаза правосторонне кругового поляризованного колебания, A_-, φ_- – амплитуда и начальная фаза левосторонне кругового поляризованного колебания, ω – круговая частота, j – мнимая единица.

Выражение (1) преобразуем в вид с присутствием в явном виде параметров, непо-

средственно характеризующих поляризационную структуру сигнала [8]:

$$\dot{x}(t) = A \cdot e^{j\beta} \begin{bmatrix} \cos(\alpha)\cos(\omega t + \varphi) + \\ +jsin(\alpha)sin(\omega t + \varphi) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где A и φ – амплитуда и начальная фаза эллиптически поляризованного сигнала, α – угол эллиптичности, β – угол ориентации эллипса поляризации. При этом $-\pi < \varphi \leq \pi$, $-{}^{\pi}/_{2} < \beta \leq {}^{\pi}/_{2}, -{}^{\pi}/_{4} \leq \alpha \leq {}^{\pi}/_{4}$.

Связь параметров волн круговой и эллиптической поляризаций представлена формулами

$$\begin{gathered} A = \sqrt{A_1^2 + A_2^2}; \\ A_1 = A_+ + A_- = A \cdot cos(\alpha); \\ A_2 = A_+ - A_- = A \cdot sin(\alpha); \\ \varphi = \frac{\varphi_+ - \varphi_-}{2};\ \beta = \frac{\varphi_+ + \varphi_-}{2}. \end{gathered} \quad (3)$$

На рис. 1. дано геометрическое определение углов эллиптичности и ориентации эллипса поляризации. Далее примем сокращение ПЭПВ, если применяется правосторонне эллиптически поляризованная волна (направление вращения вектора напряженности электрического поля $\vec{E}$ происходит по часовой стрелке) при наблюдении против направления распространения волны, и ЛЭПВ, если применяется левосторонне эллиптически поляризованная волна (направление вращения вектора напряженности электрического поля $\vec{E}$ происходит против часовой стрелки) при наблюдении против направления распространения волны [8, 10].

Действительный сигнал, соответствующий (2), будет иметь вид:

$$x(t) = A \cdot \begin{bmatrix} \cos(\beta)\cos(\alpha)\cos(\omega t + \varphi) - \\ -sin(\beta)\sin(\alpha)sin(\omega t + \varphi) \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Выделим синфазную и квадратурную составляющие эллиптически поляризованного сигнала (4), воспользовавшись тригонометрическими формулами суммы двух аргументов.

$$\begin{gathered} x(t) = A \cdot [[\cos(\beta)\cos(\alpha)\cos(\varphi) - \\ -\sin(\beta)\sin(\alpha)\,sin(\varphi)] \cdot \cos(\omega t) - \\ -[\cos(\beta)\cos(\alpha)\,sin(\varphi) + \\ +\sin(\beta)\sin(\alpha)cos(\varphi)] \cdot \sin(\omega t)]. \end{gathered} \quad (5)$$

Общий вид сигнала будет иметь вид

$$x(t) = I \cdot \cos(\omega t) - Q \cdot \sin(\omega t), \quad (6)$$

где I – синфазная и Q – квадратурная составляющие эллиптически поляризованного сигнала определяются выражениями

$$\begin{gathered} I = A \cdot \begin{bmatrix} \cos(\beta)\cos(\alpha)\cos(\varphi) - \\ -\sin(\beta)\sin(\alpha)\,sin(\varphi) \end{bmatrix}; \\ Q = A \cdot [\cos(\beta)\cos(\alpha)\,sin(\varphi) + \\ +\sin(\beta)\sin(\alpha)cos(\varphi)]. \end{gathered} \quad (7)$$

Преобразуем выражение (7), раскрыв произведение тригонометрических функций:

$$\begin{gathered} I = \frac{A}{4} \cdot [\cos(\beta + \alpha - \varphi) + \cos(\alpha + \varphi - \beta) + \cos(\varphi + \beta - \alpha) + \cos(\beta + \alpha + \varphi) - \\ -\sin(\beta + \alpha - \varphi) - \sin(\alpha + \varphi - \beta) - \sin(\varphi + \beta - \alpha) + \sin(\beta + \alpha + \varphi)]; \\ Q = \frac{A}{4} \cdot [\sin(\varphi + \beta - \alpha) - sin\,(\beta + \alpha - \varphi) + sin(\alpha + \varphi - \beta) + \sin(\varphi + \beta + \alpha) - \\ -\cos(\beta + \alpha - \varphi) + \cos(\alpha + \varphi - \beta) + \cos(\varphi + \beta - \alpha) - cos(\beta + \alpha + \varphi)]. \end{gathered} \quad (8)$$

Введем следующие обозначения для комбинаций углов:

$$\Phi_1 = \beta + \alpha - \varphi; \quad \Phi_2 = \alpha + \varphi - \beta; \quad \Phi_3 = \varphi + \beta - \alpha; \quad \Phi_4 = \beta + \alpha + \varphi. \quad (9)$$

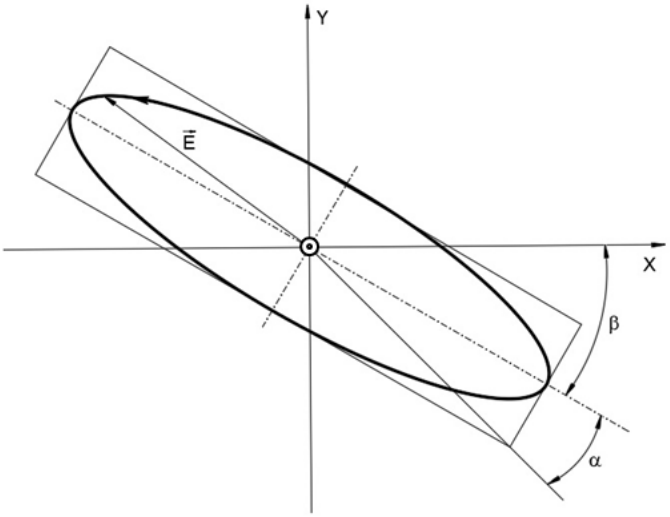

Рис. 1. Геометрические параметры эллипса поляризации
Fig. 1. Geometric parameters of the polarization ellipse

Тогда выражение (8) можно записать в виде

$$I = \frac{A}{4} \cdot [\cos(\Phi_1) + \cos(\Phi_2) + \cos(\Phi_3) + \\ + \cos(\Phi_4) - \sin(\Phi_1) - \\ - \sin(\Phi_2) - \sin(\Phi_3) + \sin(\Phi_4)];$$

$$Q = \frac{A}{4} \cdot [\sin(\Phi_3) - sin\,(\Phi_1) + sin(\Phi_2) + \\ + \sin(\Phi_4) - \cos(\Phi_1) + \\ + \cos(\Phi_2) + \cos(\Phi_3) - cos(\Phi_4)]. \quad (10)$$

Обозначим

$$B = \cos(\Phi_1) - \sin(\Phi_3);$$
$$C = \cos(\Phi_2) + \sin(\Phi_4);$$
$$D = \cos(\Phi_3) - \sin(\Phi_1);$$
$$F = \cos(\Phi_4) + \sin(\Phi_2). \quad (11)$$

Окончательные выражения для эллиптически поляризованного сигнала и его квадратурных составляющих примет вид

$$x(t) = \frac{A}{4}(B + C + D + F) \cdot \cos(\omega t) - \\ - \frac{A}{4}(-B + C + D - F) \cdot \sin(\omega t);$$

$$I = \frac{A}{4}(B + C + D + F);$$
$$Q = \frac{A}{4}(-B + C + D - F). \quad (12)$$

Таким образом, анализируя (12), видно, что пространственно-временная структура эллиптически поляризованного сигнала при выделении квадратур в системе обработки трансформируется в суперпозицию тригонометрических функций от различных комбинаций трех углов α, β и φ. Нужно отметить, что при реализации модулятора следует предусмотреть усилительный каскад для компенсации четырехкратного уменьшения значения амплитуды эллиптически поляризованного сигнала.

Метод 128-КАПМ

Для передачи двоичных модуляционных символов будем использовать вид цифровой модуляции: многопозиционную квадратурную амплитудно-поляризационную манипуляцию (КАПМ). При 128-КАПМ модуляционный символ состоит из 7-разрядного цифрового кода. При этом число позиций $M = 2^N$, где N – число разрядов в модуляционном символе. Каждый модуляционный символ передается эллиптически поляризованной электромагнитной волной с определенными значениями амплитуды A, начальной фазы φ, угла эллиптичности α и угла ориентации эллипса поляризации β.

Таблица 1
Table 1

Значения амплитуд и начальных фаз при моделировании сигнального созвездия
Values of amplitudes and initial phases in the simulation of the signal constellation

	I квадрант				II квадрант			
A, В	2	3,162	4,472	6	2	3,162	4,472	6
φ,°	45	55	35	45	135	145	125	135

	III квадрант				IV квадрант			
A, В	2	3,162	4,472	6	2	3,162	4,472	6
φ,°	−135	−125	−145	−135	−45	−35	−55	−45

В ходе математического моделирования сигнального созвездия при 128-КАПМ были применены следующие значения углов эллиптичности $\alpha = 15^{\circ}$ и 30°. Такой выбор значений углов эллиптичности был определен параметрами коэффициента эллиптичности реальных спиральных антенн, реализующих круговой поляризационный базис [11]. Значения углов ориентации эллипса поляризации были использованы $\beta = 45^{\circ}$ и -45° для ортогонального взаимного расположения больших осей эллипсов поляризации (реализация поляризационной развязки для повышения помехозащищенности системы) [8].

В табл. 1 приведены используемые значения амплитуд и начальных фаз эллиптически поляризованной волны при моделировании сигнального созвездия при 128-КАПМ [12–15]. Нужно отметить, что начальную фазу эллиптически поляризованного сигнала при заданных значениях углов α и β следует выбирать для I квадранта из интервала $30^{\circ} < \varphi < 60^{\circ}$. В противном случае наблюдается эффект «выпадания» сигнального вектора из рабочего квадранта в соседний, что может потребовать дополнительных программно-аппаратных мер для коррекции значений синфазной и квадратурной составляющих эллиптически поляризованного сигнала при реализации КАПМ-модулятора. Для II, III и IV квадрантов также справедливо это замечание с поправкой на угол $\pm\frac{\pi}{2}n$, где n = 2, 3, 4.

В табл. 2 представлены значения синфазной I_k и квадратурной Q_k составляющих эллиптически поляризованного сигнала при передаче соответствующего цифрового кода модуляционного символа $M_0M_1M_2M_3M_4M_5M_6$, а также модуль $|A_k|$ и фаза ψ_k $(k = 1 \ldots M)$ соответствующего сигнального вектора для I квадранта. Значения фазы ψ_k для II, III и IV квадрантов будут отличаться на угол $+\frac{\pi}{2}n$, где n = 1, 2, 3 при неизменном значении модуля $|A_k|$.

$$|A_k| = \sqrt{I_k^2 + Q_k^2};\ \psi_k = arctg\left(\frac{Q_k}{I_k}\right). \quad (13)$$

Таблица 2
Table 2

Значения составляющих эллиптически поляризованного сигнала при передаче соответствующего цифрового кода модуляционного символа
Values of the elliptically polarized signal components when transmitting the corresponding digital code of the modulation symbol

$M_0M_1M_2M_3M_4M_5M_6$	*Вид поляризации*	φ,°	α,°	β,°	A, В	I_k, В	Q_k, В	$\lvert A_k\rvert$, В	ψ_k,°
I квадрант									
0000000	ПЭПВ	45	15	45	2	0,707	1,225	$\sqrt{2} = 1{,}414$	60
0000001	ПЭПВ	45	15	–45	2	1,225	0,707	1,414	30
0000010	ПЭПВ	45	30	45	2	0,366	1,366	1,414	75
0000011	ПЭПВ	45	30	–45	2	1,366	0,366	1,414	15
0000100	ПЭПВ	55	15	45	3,162	0,765	2,101	$\sqrt{5} = 2{,}236$	70
0000101	ПЭПВ	55	15	–45	3,162	1,713	1,437	2,236	40
0000110	ПЭПВ	55	30	45	3,162	0,195	2,227	2,236	85
0000111	ПЭПВ	55	30	–45	3,162	2,026	0,945	2,236	25
0001000	ПЭПВ	35	15	45	4,472	2,033	2,422	$\sqrt{10} = 3{,}162$	50
0001001	ПЭПВ	35	15	–45	4,472	2,971	1,082	3,162	20
0001010	ПЭПВ	35	30	45	4,472	1,336	2,866	3,162	65
0001011	ПЭПВ	35	30	–45	4,472	3,150	0,276	3,162	5
0001100	ПЭПВ	45	15	45	6	2,121	3,674	$\sqrt{18} = 4{,}243$	60
0001101	ПЭПВ	45	15	–45	6	3,674	2,121	4,243	30
0001110	ПЭПВ	45	30	45	6	1,098	4,098	4,243	75
0001111	ПЭПВ	45	30	–45	6	4,098	1,098	4,243	15
0010000	ЛЭПВ	45	15	45	2	0,707	1,225	$\sqrt{2} = 1{,}414$	60
0010001	ЛЭПВ	45	15	–45	2	1,225	0,707	1,414	30
0010010	ЛЭПВ	45	30	45	2	0,366	1,366	1,414	75
0010011	ЛЭПВ	45	30	–45	2	1,366	0,366	1,414	15
0010100	ЛЭПВ	55	15	45	3,162	0,765	2,101	$\sqrt{5} = 2{,}236$	70
0010101	ЛЭПВ	55	15	–45	3,162	1,713	1,437	2,236	40
0010110	ЛЭПВ	55	30	45	3,162	0,195	2,227	2,236	85
0010111	ЛЭПВ	55	30	–45	3,162	2,026	0,945	2,236	25
0011000	ЛЭПВ	35	15	45	4,472	2,033	2,422	$\sqrt{10} = 3{,}162$	50
0011001	ЛЭПВ	35	15	–45	4,472	2,971	1,082	3,162	20
0011010	ЛЭПВ	35	30	45	4,472	1,336	2,866	3,162	65
0011011	ЛЭПВ	35	30	–45	4,472	3,150	0,276	3,162	5
0011100	ЛЭПВ	45	15	45	6	2,121	3,674	$\sqrt{18} = 4{,}243$	60
0011101	ЛЭПВ	45	15	–45	6	3,674	2,121	4,243	30
0011110	ЛЭПВ	45	30	45	6	1,098	4,098	4,243	75
0011111	ЛЭПВ	45	30	–45	6	4,098	1,098	4,243	15

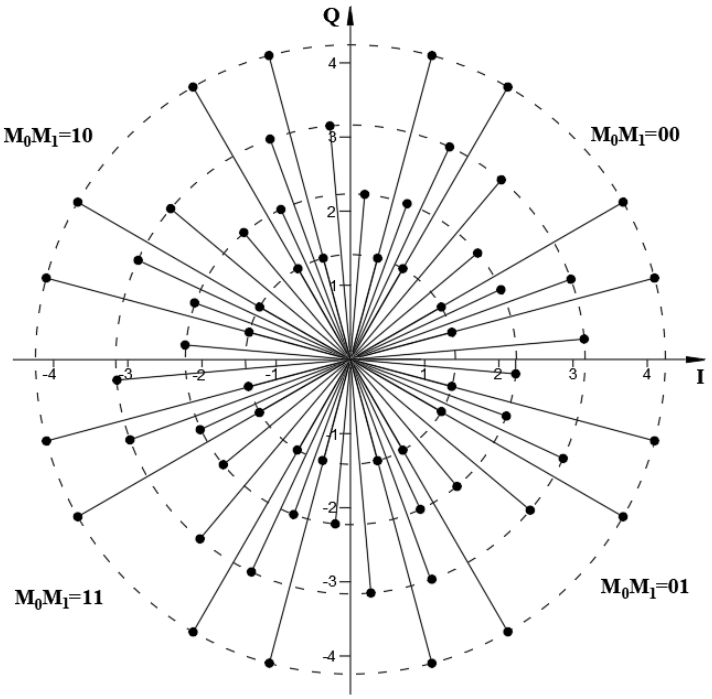

Рис. 2. Сигнальное созвездие 128-КАПМ радиосигнала
Fig. 2. Signal constellation 128-QAPM of the radio signal

На рис. 2. представлено сигнальное созвездие 128-КАПМ радиосигнала. Важно отметить, что в зависимости от применяемой поляризации (ПЭПВ или ЛЭПВ) одной точке в сигнальном созвездии соответствуют два сигнала с разными модуляционными символами. Обозначение M_0M_1 на рис. 2. соответствует двум старшим разрядам цифрового кода модуляционного символа.

Сигнальное созвездие 128-КАПМ радиосигнала имеет 4 уровня амплитудных значений и 48 значений фаз. По сути, это сигнальное созвездие представляет собой объединение сигнальных созвездий двух видов цифровой модуляции: квадратурной амплитудной манипуляции (КАМ) (в рамках отдельного квадранта) и квадратурной фазовой манипуляции (КФМ) (в рамках отдельного амплитудного уровня).

Подытожим основные положения метода 128-КАПМ:

- для передачи цифровой информации используется эллиптически поляризованная электромагнитная волна с определенным видом поляризации и с управляемыми значениями амплитуды, начальной фазы, геометрическими параметрами эллипса поляризации;
- применяется вид цифровой модуляции: 128-позиционная квадратурная амплитудно-поляризационная манипуляция; модуляционный символ состоит из 7-разрядного цифрового кода;
- выделение квадратурных составляющих синтезируемого сигнала (6) происходит согласно формулам (12) при заданных значениях A, α, β и φ;
- по формулам пересчета (3) сигнал преобразуется в две волны круговой поляризации и излучается в пространство.

На рис. 3. представлена структурная схема КАПМ-модулятора.

Последовательность двоичных символов $x_0, x_1, x_2, \ldots$, которую требуется передать по каналу связи, подается на ППК – последовательно-параллельный кодер. Здесь двоичные символы группируются в модуляционные символы по N бит. В ФКС – в формирователе кодовых символов, – согласно табл. 2, вычисляются цифровые значения синфазной I_k и квадратурной составляющих Q_k с учетом поляризации, значений амплитуды A, начальной

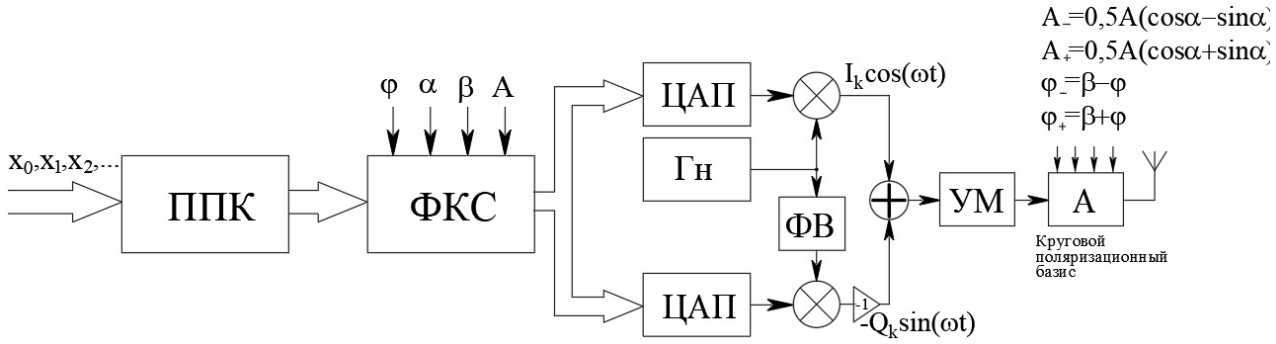

Рис. 3. Структурная схема КАПМ-модулятора
Fig.3. Block diagram of the QAPM modulator

фазы φ, угла эллиптичности α и угла ориентации эллипса поляризации β, которые соответствуют поступившему модуляционному N-разрядному символу. Далее по двум квадратурным каналам цифровой код поступает в ЦАП – цифро-аналоговый преобразователь, где переводится в аналоговую форму. Аналоговый сигнал в обоих каналах поступает на один вход умножителя. На второй вход умножителя синфазного канала поступает сигнал с Гн – гетеродина, а на второй вход умножителя квадратурного канала сигнал с гетеродина проходит через ФВ – фазовращатель на 90° [16–21]. Далее согласно формуле (6) формируется КАПМ-сигнал, который поступает на УМ – усилитель мощности и в А – антенную систему. В антенной системе КАПМ сигнал по формулам пересчета (3) преобразуется в две волны круговой поляризации с противоположным направлением вращения вектора $\vec{E}$ и имеющих относительный сдвиг фаз и различные амплитуды для излучения в пространство.

Заключение

В настоящее время вопросы эффективности применения поляризационно-манипулированных сигналов и методов их обработки для решения многих практических задач не вызывает сомнения у радиоспециалистов. В данной статье описан 128-позиционный метод квадратурной амплитудно-поляризационной манипуляции, применяемый для передачи цифровой информации. Математическое моделирование сигнального созвездия при 128-КАПМ показало, что по сути квадратурная амплитудно-поляризационная манипуляция объединяет в себе другие, повсеместно применяемые в телекоммуникационных системах, виды цифровой модуляции. Квадратурную амплитудно-поляризационную манипуляцию можно рассматривать как универсальный вид цифровой модуляции, где можно применить одновременно все преимущества квадратурной амплитудной манипуляции и квадратурной фазовой манипуляции. В этом заключается практическая значимость данной работы.

Список литературы

1. Егоров Е.И., Калашников Н.И., Михайлов А.С. Использование радиочастотного спектра и радиопомехи. М.: Радио и связь, 1986. 304 с.

2. Яманов Д.Н., Жаворонков С.С. Многопозиционные сигналы с поляризационной манипуляцией // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. № 112. С. 52–56.

3. Гусев К.Г., Филатов А.Д., Сополев А.П. Поляризационная модуляция. М.: Советское радио, 1974. 288 с.

4. Поповский В.В. Особенности использования поляризации и поляризационно-временных методов обработки сигналов в системах связи // Средства связи. 1982. № 21. С. 5–12.

5. Родимов А.П. Поляризационные методы обработки радиосигналов / А.П. Родимов, В.В. Поповский, В.И. Дмитриев, В.В. Никитченко // Зарубежная радиоэлектроника. 1981. № 4. С. 38–48.

6. Гусев К.Г. Поляризационная модуляция. Харьков: ХВКИУ, 1968. 328 с.

7. Chu T.S. Analysis and prediction of cross-polarization on earth-space links // Annales des Télécommunications. 1981. Vol. 36. Pp. 140–147. DOI: 10.1007/BF02997017

8. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. Поляризационная структура радиолокационных сигналов: монография. М.: Радиотехника, 2005. 704 с.

9. Коростелев А.А. Пространственно-временная теория радиосистем. М.: Радио и связь, 1987. 320 с.

10. Вагапов Р.Х. Дистанционные методы исследования морских льдов / Р.Х. Вагапов, В.П. Гаврило, А.И. Козлов, Г.А. Лебедев, А.И. Логвин. СПб.: Гидрометеоиздат, 1993. 341 с.

11. Курдюмов О.А., Сагач В.Е. Антенны эллиптической поляризации в спутниковой навигации и телеметрии. М.: Радиотехника, 2018. 160 с.

12. Голиков А.М. Модуляция, кодирование и моделирование в телекоммуникационных системах. Теория и практика: учеб. пособие. СПб.: Лань, 2018. 452 с.

13. Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение: пер. с англ. 2-е изд. М.: Вильямс, 2003. 1104 с.

14. Bertsekas D., Tsitsilis J. Introduction to probability. 2nd ed. MA, Belmont: Athena Scientific, 2008. 544 p.

15. Gray R.M., Davidson L.D. Introduction to statistical signal processing. Cambridge University Press, 2004. 463 p.

16. Корнеев П.Е. Дискретизация поляризованного сигнала // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 3. С. 169–177. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-169-177

17. Гадзиковский В.И. Цифровая обработка сигналов. М.: Солон-Пресс, 2013. 769 с.

18. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов: учеб. пособие. 3-е изд. СПб.: БХВ-Петербург, 2011. 768 с.

19. Оппенгейм А., Шафер Р. Цифровая обработка сигналов. 3-е изд., испр. / Пер. с англ. под ред. С.Ф. Боева. М.: Техносфера, 2012. 1048 с.

20. Баскаков С.И. Радиотехнические цепи и сигналы. 3-е изд. М.: Высшая школа, 2000. 462 с.

21. Bellanger M. Digital processing of signals: Theory and practice. 3rd ed. New York: Wiley, 2000. 456 p.

References

1. Egorov, E.I., Kalashnikov, N.I. & Mihaylov, A.S. (1986). [*Use of the radio frequency spectrum and radio interference*]. Moscow: Radio i svyaz, 304 p. (in Russian)

2. Jamanov, D.N. & Zhavoronkov, S.S. (2007). *Multilevel signals with polarization shift keying*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 112, pp. 52–56. (in Russian)

3. Gusev, K.G., Filatov, A.D. & Sopolev, A.P. (1974). [*Polarization modulation*]. Moscow: Sovetskoye radio, 288 p. (in Russian)

4. Popovskiy, V.V. (1982). [*Features of the use of polarization and polarization-time methods of signal processing in communication systems*]. Sredstva svyazi, no. 21, pp. 5–12. (in Russian)

5. Rodimov, A.P., Popovskiy, V.V., Dmitriyev, V.I. & Nikitchenko, V.V. (1981). [*Polarization methods of radio signal processing*]. Zarubezhnaya radioelektronika, no. 4, pp. 38–48. (in Russian)

6. Gusev, K.G. (1968). [*Polarization modulation*]. Kharkiv: KhVKIU, 328 p. (in Russian)

7. Chu, T.S. (1981). *Analysis and prediction of cross-polarization on earth-space links*. Annales des Télécommunications, vol. 36, pp. 140–147. DOI: 10.1007/BF02997017

8. Kozlov, A.I., Logvin, A.I. & Sarychev, V.A. (2005). [*Polarization of radio waves. Polarization structure of radar signals: monogra-*

phy]. Moscow: Radiotekhnika, 704 p. (in Russian)

9. Korostelev, A.A. (1987). [*Space-time theory of radio systems*]. Moscow: Radio i svyaz, 320 p. (in Russian)

10. Vagapov, R.Kh., Gavrilo, V.P., Kozlov, A.I., Lebedev, G.A. & Logvin, A.I. (1993). [*Remote methods of sea ice research*]. St.Petersburg: Gidrometeoizdat, 341 p. (in Russian)

11. Kurdyumov, O.A. & Sagach, V.E. (2018). [*Elliptical polarization antennas in satellite navigation and telemetry*]. Moscow: Radiotekhnika, 160 p. (in Russian)

12. Golikov, A.M. (2018). [*Modulation, coding and modeling in telecommunication systems: Tutorial*]. St.Petersburg: Lan, 452 p. (in Russian)

13. Sklar, B. (2001). *Digital communications: fundamentals and applications.* 2nd ed. Publisher: Prentice Hall, 1079 p.

14. Bertsekas, D. & Tsitsilis, J. (2008). *Introduction to probability*. 2nd ed. Belmont, MA, Athena Scientific, 544 p.

15. Gray, R.M. & Davidson, L.D. (2004). *Introduction to statistical signal processing*. Cambridge University Press, 463 p.

16. Korneev, P.E. (2018). *The discretization of the polarized signal.* Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 3, pp. 169–177. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-3-169-177 (in Russian)

17. Gadzikovskiy, V.I. (2013). [*Processing of a digital signal*]. Moscow: Solon-Press, 769 p. (in Russian)

18. Sergiyenko, A.B. (2011). [*Processing of a digital signal: Tutorial*]. 3rd ed. St.Petersburg: BKhV-Peterburg, 768 p. (in Russian)

19. Oppenheim, A.V. & Schafer, R.W. (1975). *Digital signal processing*. Prentice Hall Inc., Englewood Cliffe, New Jersey, 585 p.

20. Baskakov, S.I. (2000). [*Radio circuits and signals*]. 3rd ed. Moscow: Vysshaya shkola, 462 p. (in Russian)

21. Bellanger, M. (2000). *Digital processing of signals: Theory and practice*. 3rd ed. New York, Wiley, 456 p.

Сведения об авторе

Корнеев Павел Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент кафедры технологий автоматизированного производства, ЕТИ ФГБОУ ВО «МГТУ "СТАНКИН"», paul-korn@yandex.ru.

Information about the author

Pavel E. Korneev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Manufacturing Automation Technologies Chair, YTI (branch), FSFEI HE Moscow State Technological University “STANKIN”, paul-korn@yandex.ru.

Поступила в редакцию	05.07.2022	Received	05.07.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

УДК 629.78
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-80-92

Разработка модели утилизации космического мусора при сжигании в атмосфере

О.Г. Феоктистова[1], И.И. Туркина[2,3]
[1]Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия
[2]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия
[3]НПО «Молния», г. Москва, Россия

Аннотация: В связи с увеличивающимся использованием космического пространства актуальной проблемой становится вопрос утилизации космического мусора (КМ). Из известных способов утилизации (с использованием солнечного паруса, сопротивления атмосферы, электродинамической тросовой системы, лазера, ионного потока, гравитационного уборщика, контактного метода) в статье акцентируется внимание на способе сжигания космического мусора в атмосфере Земли путем его зацепления специальным аппаратом для сбора космического мусора и выдачи импульса мусоросборщиком для схода с орбиты, имеющей определенные параметры. На основе методик расчета траекторий спуска объекта на внеатмосферном и атмосферном участках, а также теплового расчета разработана математическая модель в системе Mathcad для расчета времени, которое требуется для полного уничтожения космического мусора в атмосфере Земли. Проведен сравнительный анализ по накопленному тепловому потоку, а также по продолжительности и высоте, на которой сгорит космический мусор, содержащий алюминий либо такие тугоплавкие металлы, как титан и вольфрам. Определены и оценены высоты, оптимальные для сжигания КМ. Они приемлемы по критерию безопасности населения. В результате проведенного вычислительного эксперимента выявлено, что космический мусор из алюминиевого сплава массой 10 кг сгорает на высоте 94,9 км, из титана 17 кг сгорает на высоте 94,7 км, из вольфрама 73 кг сгорает на высоте 97,7 км. Таким образом, данная модель позволяет разделить существующие объекты космического мусора на те, которые смогут сгореть в атмосфере до достижения заданной высоты (не достигнув поверхности земли), и на те, к которым необходимо применять другие методы для очистки космического пространства от мусора.

Ключевые слова: космический мусор, вычислительная модель, траектория спуска, тепловой расчет, продолжительность сжигания.

Для цитирования: Феоктистова О.Г., Туркина И.И. Разработка модели утилизации космического мусора при сжигании в атмосфере // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 80–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-80-92

Development of a model for the disposal of space debris during combustion in the atmosphere

O.G. Feoktistova[1], I.I. Turkina[2,3]
[1]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia
[2]Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia
[3] SPA"Molniya", Moscow, Russia

Abstract: Due to the increasing use of outer space, the issue of space debris disposal (SD) is becoming an urgent problem. Of the known disposal methods (using a solar sail, atmospheric resistance, electrodynamic cable system, laser, ion flow, gravitational cleaner, contact method), the article focuses on the method of burning up space debris in the Earth's atmosphere by engaging it with a special device for collecting SD and impulse emitting by a debris collector to deorbit with certain parameters. Based on the methodologies of computing the trajectories of the object descent via the extra-atmospheric and atmospheric areas, as well as heat calculation, a mathematical model was developed in the Mathcad system to calculate the timespan required for the complete

destruction of SD in the Earth's atmosphere. A comparative analysis was carried out on the accumulated heat flux, as well as on the duration and altitude at which SD, containing aluminum or refractory metals such as titanium and tungsten, will burn up. The altitudes optimal for burning up SD were determined and evaluated. They are acceptable according to the criterion of public safety. The conducted computational experiment revealed that SD made of an aluminum alloy weighing 10 kg burns up at an altitude of 94.9 km, a 17 kg titanium piece burns at an altitude of 94.7 km, a 73 kg tungsten piece does at an altitude of 97.7 km. Thus, this model allows us to classify the existing SD objects into those that can burn up in the atmosphere before reaching a given altitude (not reaching the Earth's surface), and those that require the employment of other methods to clean space from debris.

Key words: space debris, computational model, descent trajectory, heat calculation, duration of combustion.

For citation: Feoktistova, O.G. & Turkina, I.I. (2022). Development of a model for the disposal of space debris during combustion in the atmosphere. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 80–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-80-92

Введение

В начале выполнения программ освоения космоса казалось, что их реализация не может вызвать отрицательных экологических последствий. Но в последние годы стало понятно, что деятельность людей имеет весьма ощутимые негативные последствия. Характерной особенностью деятельности по освоению космического пространства является его засорение различными объектами. На протяжении последних 20 лет вес ежегодно выводимых на орбиту объектов составляет более 200 тонн. При этом каждый год образуется 600–700 объектов, являющихся космическим мусором.

Космический мусор представляет собой твердые отходы космической деятельности. Неработоспособные спутники, запущенные человечеством за 60 лет освоения космоса, ступени ракеты-носителя, фрагменты спутников после взрыва или столкновений, разгонные блоки – все это остается на орбитах Земли. По законодательству страна, которая вывела спутник, обязана убрать его по истечении срока службы, но пока это не представляется возможным.

Космический мусор (КМ) опасен как для работающих на околоземных орбитах космических аппаратов (КА), так и при падении на поверхность нашей планеты. Из-за больших скоростей обломок диаметром меньше 1 см может пробить противометеоритную защиту КА, а столкновение спутника с мусором больше 10 см в диаметре может привести к полному уничтожению КА. Количество обломков на орбитах растет в геометрической прогрессии (Рис. 1) [1]. Увеличение количества мусора на орбите Земли может привести к катастрофическим последствиям.

На рис. 1 Total objects – общее количество объектов на орбите;

Fragmentation debris – мелкие обломки, возникшие в результате разрушения спутников;

Spacecraft – космические аппараты;

Mission-related debris – фрагменты, отделившиеся от космических аппаратов в результате штатной работы;

Rocket bodies – верхние ступени ракет.

Теория американского астроинженера Дональда Кесслера говорит о том, что в ближайшее время околоземное пространство будет настолько загружено мусором, который будет хаотично распространяться, а его количество увеличиваться, что выход в космос будет навсегда закрыт для человечества [2].

Благодаря космосу, который является двигателем прогресса, развиваются все технологии на Земле. Потеря выхода в околоземное пространство приведет к исчезновению телефонной связи, интернета, ТВ, навигации. Жизнь может остановиться в привычном для нас понимании.

Есть ряд способов утилизации, которыми возможно решить или хотя бы уменьшить проблему космического мусора, такие как солнечный парус, сопротивление атмосферы, электродинамическая тросовая система, лазер, ионный поток, гравитационный уборщик, контактный методы. У всех способов есть ряд достоинств и недостатков.

В настоящее время существует классификация космического мусора по размеру:

- *малый КМ* – это объекты меньше 1 см. Его количество невозможно определить, пото-

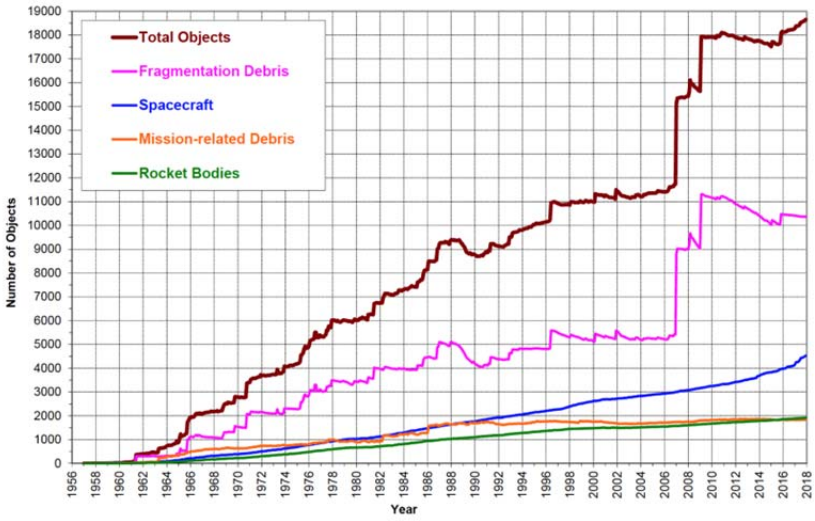

Рис. 1. Рост числа объектов космического мусора размером больше 10 сантиметров
Fig. 1. The increase of the space debris objects over 10 centimeters in size

му что его размер мал, скорость высокая, а траектория непредсказуема;

- *средний КМ* – диаметр поперечного сечения от 1 до 10 см. Столкновение с таким объектом приведет уже к серьезным повреждениям и пробоям спутника. Есть система его отслеживания. Например, траекторию МКС могут корректировать, если существует опасность столкновения с космическим мусором;
- *крупный КМ* – самая опасная и малочисленная группа. Столкновение с таким объектом влечет полное уничтожение работающего спутника или станции (МКС).

В данной работе более детально рассмотрен вариант сжигания космического мусора в атмосфере Земли путем его зацепления и выдачи импульса для схода с орбиты определенного размера.

Конструкция отработавшего аппарата состоит из различных элементов, которые в свою очередь выполнены из разных металлов. Это может быть как алюминий, сталь, так и тугоплавкие металлы, такие как титан и вольфрам. Соответственно, плавятся они при разных температурах, и не все части конструкции получится уничтожить в атмосфере Земли. Какие-то могут долететь до поверхности, что может повлечь катастрофические последствия для наземной инфраструктуры, природных объектов и обитателей планеты [3, 4].

Методика исследования

Поиск оптимальных решений проблемы удаления отработавших свой ресурс объектов космической деятельности невозможен без инженерных экспериментов, в том числе методов математического моделирования. Для расчета спуска космического мусора в атмосфере Земли разработана математическая модель (ММ) в среде Mathcad. Для примера в качестве абстрактного объекта взят шар из алюминия АМГ6 массой 10 кг как самого используемого материала. За исходные данные взято:

$g_0 = 9{,}80665$ м/с^2 – среднее гравитационное ускорение;
$m = 10$ кг – масса мусора;
$H_\alpha = 450 \cdot 10^3$ м – высота апогея орбиты входа;
$H_\pi = -40 \cdot 10^3$ м – высота перигея орбиты входа;
$r_0 = 6371250$ м – средний радиус Земли;
$r_э = 6378160$ м – экваториальный радиус Земли;
$V_{кр0} = \sqrt{g_0 \cdot r_0} = 7{,}9045 \cdot 10^3$м/с – первая космическая скорость;
$H_{входа} = 100 \cdot 10^3$ м – условная граница входа в атмосферу.

Расчет внеатмосферного участка траектории спуска объекта

Для оценки времени полного уничтожения объекта необходимо провести расчет от его начального расположения до входа в атмосферу и последующего спуска.

Траектория орбитального перехода объекта КМ с основной орбиты в атмосферу Земли представлена на Рис. 2.

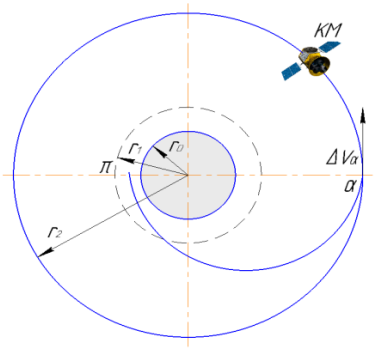

Рис. 2. Типовая схема орбитальных переходов
Fig. 2. Typical scheme of orbital transitions

Для расчета внеатмосферного участка необходимо определить ряд параметров по формулам (1)–(13) [5–11].

Безразмерная высота апогея:

$$\bar{r}_\alpha = \frac{H_\alpha + r_э}{r_0}. \quad (1)$$

Безразмерная высота перигея:

$$\bar{r}_\pi = \frac{H_\pi + r_э}{r_0}. \quad (2)$$

1. Расчет скорости в апогее и перигее

Безразмерная скорость в апогее и перигее:

$$\bar{V}_\alpha = \sqrt{\frac{2 \cdot \bar{r}_\pi}{\bar{r}_\alpha \cdot (\bar{r}_\alpha + \bar{r}_\pi)}};$$
$$\bar{V}_\pi = \sqrt{\frac{2 \cdot \bar{r}_\alpha}{\bar{r}_\pi \cdot (\bar{r}_\alpha + \bar{r}_\pi)}}. \quad (3)$$

Скорость в апогее и перигее:

$$V_\alpha = \bar{V}_\alpha \cdot V_{кр0}; \quad (4)$$
$$V_\pi = \bar{V}_\pi \cdot V_{кр0}. \quad (5)$$

2. Расчет тормозного импульса.

Безразмерный тормозной импульс:

$$\Delta\bar{V}_\alpha = \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_\alpha}} - \bar{V}_\alpha. \quad (6)$$

Тормозной импульс:

$$\Delta V_\alpha = \Delta\bar{V}_\alpha \cdot V_{кр0}. \quad (7)$$

Торможение, V уменьшается на $\Delta\bar{V}_\alpha$. $H_\pi = H_{\pi вход}$

3. Расчет высоты перигея орбиты входа.

Коридор входа в атмосферу:

$$H_{\pi min} < H_{\pi вход} < H_{\pi max}$$

(обеспечивается условием захвата атмосферой).

$$H_\pi = \frac{\bar{r}_\pi \cdot r_0 - r_э}{1000}. \quad (8)$$

4. Расчет скорости в перигее орбиты входа

$$\bar{V}_\pi = \sqrt{\frac{2 \cdot \bar{r}_\alpha}{\bar{r}_\pi \cdot (\bar{r}_\alpha + \bar{r}_\pi)}}. \quad (9)$$

В размерном виде:

$$V_\pi = \bar{V}_\pi \cdot V_{кр0}. \quad (10)$$

5. Расчет скорости входа в атмосферу и траекторного угла:

$$\bar{r}_{входа} = \frac{H_{входа} + r_э}{r_0}. \quad (11)$$

Скорость входа в атмосферу:

$$\bar{V}_{вход} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{1}{\bar{r}_{входа}} - \frac{1}{\bar{r}_\alpha}\right) + \bar{V}_\alpha{}^2}. \quad (12)$$

Угол входа в атмосферу:

$$\theta_{\text{вход}} = -\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\bar{r}_\alpha \cdot \bar{V}_\alpha}{\bar{r}_{\text{вход}} \cdot \bar{V}_{\text{вход}}}\right). \quad (13)$$

Расчет траектории спуска объекта на атмосферном участке

Расчет траектории спуска объекта с орбиты может выполняться путем интегрирования системы дифференциальных уравнений (14) в сферической системе координат (Рис. 3) [3, 4, 12, 13].

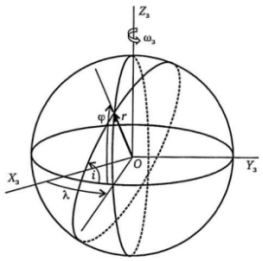

Рис. 3. Земная сферическая система координат
Fig. 3. The Earth's spherical coordinate system

$$\begin{aligned}
\frac{dV}{dt} &= -\sigma_x g_0 - g_r \sin\theta + \Delta\dot{V}_\omega \\
\frac{d\theta}{dt} &= -\frac{g_r}{V}\left(1 - \frac{V^2}{g_r r}\right)\cos\theta + \Delta\dot{\theta} \\
\frac{dr}{dt} &= V\sin\theta; \quad (14) \\
\frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V}{r}\cos\theta; \\
\frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V}{r\cos\varphi}\cos\theta,
\end{aligned}$$

где θ – угол входа;

r – расстояние до центра Земли;

φ, λ – геоцентрическая широта и долгота;

i – наклонение орбиты.

Параметры, входящие в систему (14), можно определить с помощью формул (15)–(19).

$$g_r = g \cdot (r - r_э); \quad (15)$$
$$g_0 = g_0 \cdot (r - r_э). \quad (16)$$

Расстояние от центра Земли до поверхности эллипсоида:

$$r_э = r_э(1 - e_э^2 \sin^2\varphi). \quad (17)$$

Квадрат эксцентриситета:

$$e_э^2 = 0{,}0033528. \quad (18)$$

σ_x – баллистический коэффициент (характеризует аэродинамическое торможение):

$$\sigma_x = \frac{C_x}{\frac{mg0}{s}}, \quad (19)$$

где m – масса космического мусора;

s – площадь поперечного сечения;

$C_x = 0{,}5$ – коэффициент лобового сопротивления шара.

При начальных условиях:

$$V_0 = \bar{V}_{\text{вход}};$$
$$\theta_0 = \theta_{\text{вход}}$$
$$r_0 = h_0 + r_э;$$
$$\varphi_0 = 16{,}7°;$$
$$\lambda_0 = -21°.$$

Результаты серии экспериментов

Для подтверждения возможности утилизации КМ путем его зацепления специальным аппаратом для сбора космического мусора и выдачи импульса с его помощью для схода с орбиты определенного размера был проведен численный эксперимент.

По результатам интегрирования дифференциальных уравнений получаем значение времени движения до полного уничтожения, скорости объекта на каждом шаге интегрирования, угла наклона траектории, расстояния до центра Земли, геоцентрической широты и долготы. Далее сформирована таблица, которая представлена на Рис. 4.

В таблице

первый столбец – время;

второй – величина скорости;

третий – угол наклона траектории;

четвертый – величина радиус-вектора;

пятый – геоцентрическая широта;

шестой – геоцентрическая долгота.

Z =

	1	2	3	4	5	6
1	0	$7.9012 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4782 \cdot 10^6$	0.2915	-0.3665
2	0.4	$7.9014 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.478 \cdot 10^6$	0.292	-0.366
3	0.8	$7.9015 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4779 \cdot 10^6$	0.2924	-0.3655
4	1.2	$7.9016 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4778 \cdot 10^6$	0.2929	-0.365
5	1.6	$7.9017 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4777 \cdot 10^6$	0.2934	-0.3645
6	2	$7.9018 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4776 \cdot 10^6$	0.2939	-0.364
7	2.4	$7.902 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4775 \cdot 10^6$	0.2944	-0.3635
8	2.8	$7.9021 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4774 \cdot 10^6$	0.2949	-0.363
9	3.2	$7.9022 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4773 \cdot 10^6$	0.2954	-0.3624
10	3.6	$7.9023 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4772 \cdot 10^6$	0.2959	-0.3619
11	4	$7.9024 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4771 \cdot 10^6$	0.2963	-0.3614
12	4.4	$7.9026 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.477 \cdot 10^6$	0.2968	-0.3609
13	4.8	$7.9027 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4769 \cdot 10^6$	0.2973	-0.3604
14	5.2	$7.9028 \cdot 10^3$	-0.0335	$6.4768 \cdot 10^6$	0.2978	-0.3599
15	5.6	$7.9029 \cdot 10^3$	-0.0335	$6.4767 \cdot 10^6$	0.2983	-0.3594
16	6	$7.903 \cdot 10^3$	-0.0335	$6.4766 \cdot 10^6$	0.2988	...

Рис. 4. Фрагмент таблицы параметров траектории
Fig. 4. Fragment of the trajectory parameters table

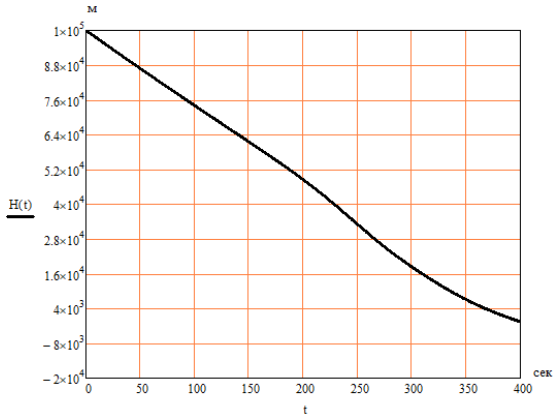

Рис. 5. График зависимости высоты объекта от поверхности Земли от времени
Fig. 5. Graph of the dependence of the object altitude from the Earth's surface on the timespan

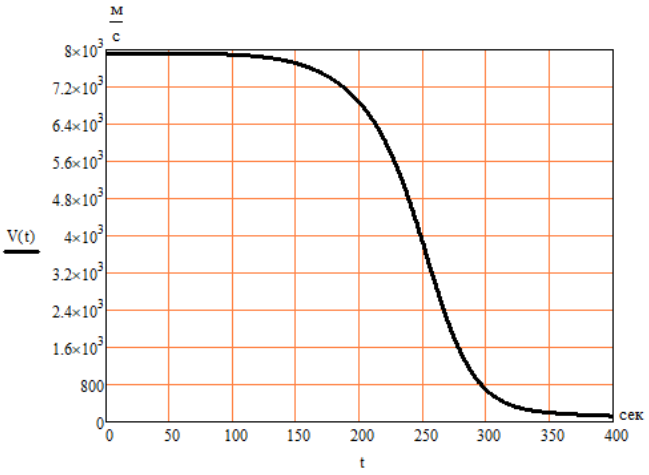

Рис. 6. График зависимости скорости объекта КМ от времени
Fig. 6. Graph of the dependence of SD object velocity on the timespan

Нахождение высоты в зависимости от радиус-вектора (r) и геоцентрической широты (φ):

$$H(t) = r(t) - r_э(1-e_э^2 \sin^2 \varphi) \qquad (20)$$

Используется система упрощенных уравнений, полученных при ряде допущений. К ним относятся:

1) планета имеет идеальную сферическую форму;

2) поле тяготения является центральным;

3) экваториальная скорость вращения планеты и окружающей ее атмосферы мала по сравнению со скоростью объекта;

4) высота, на которой начинается основной участок траектории входа в атмосферу, мала по сравнению с радиусом планеты (Земли);

5) температура атмосферы постоянна, откуда следует экспоненциальная зависимость плотности от высоты;

6) рассматривается плоское движение [3, 12].

Смоделирована траектория, и построены зависимости высоты объекта от поверхности Земли и его скорости от времени (Рис. 5, 6).

Тепловой расчет

Встреча объекта, несущегося на сверхзвуковой скорости, с достаточно плотной газовой средой атмосферы Земли – это главная причина нагрева тела.

Перед телом, движущимся в газе со сверхзвуковой скоростью, формируется ударная волна. В ней происходит резкое, скачкообразное увеличение плотности, давления и скорости вещества. Газ нагревается при повышении давления, что влечет за собой повышение температуры. Другим физическим процессом, оказывающим большее влияние на сгорание тела, является аэродинамический нагрев. Происходит торможение молекул газа в тонком слое, прилегающем непосредственно к поверхности движущегося объекта. Температура тела растет из-за возрастания энергии хаотичного движения молекул. Тепло переносится в нагретом теле и с помощью теплопроводности, и с помощью излучения (Рис. 7) [14].

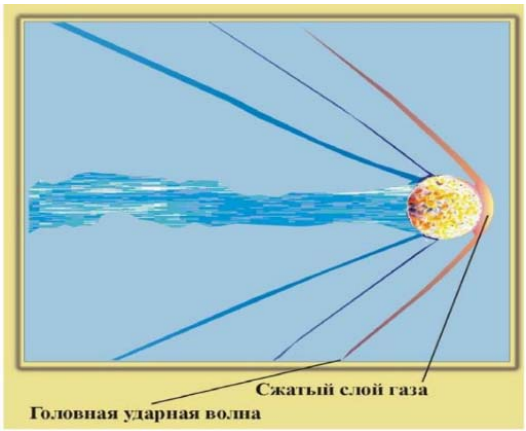

Рис. 7. Ударная волна
Fig. 7. Shock wave

Высвобождающаяся при торможении спускаемого аппарата в атмосфере энергия только в небольшой части (2 %) идет на его нагрев, большая же часть этой энергии нагревает окружающую воздушную среду и рассеивается в атмосфере. Данное явление представлено формулами (21)–(23) [15–23].

$$E_к = E_{тепл} + E_{зв} + E_{св}; \quad (21)$$

$$E_к = \frac{m \cdot V^2}{2} \rightarrow E_{тепл}; \quad (22)$$

$$E_п = m \cdot g \cdot h \rightarrow E_{тепл}, \quad (23)$$

где $E_к$, $E_п$ – кинетическая и потенциальная энергия;

$E_{тепл}, E_{зв}, E_{св}$ – тепловая, звуковая и световая энергия.

В результате численного эксперимента получены зависимости кинетической, потенциальной и тепловой энергии от времени, которые представлены на рис. 8–10.

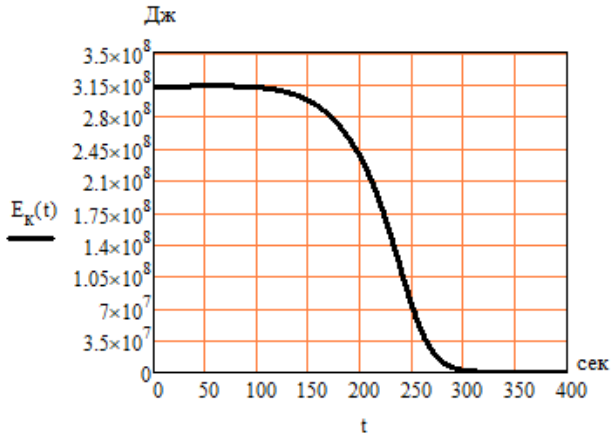

Рис. 8. График кинетической энергии
Fig. 8. Kinetic energy graph

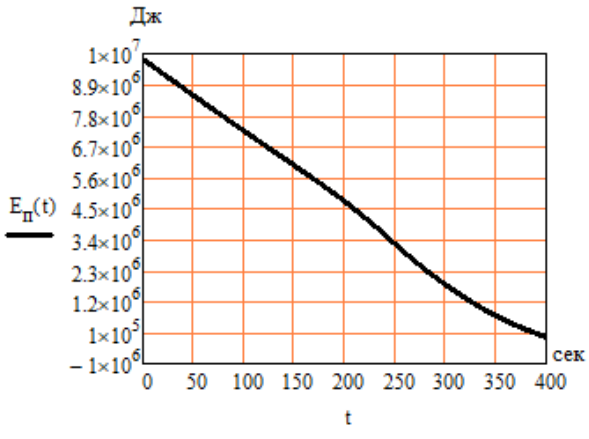

Рис. 9. График потенциальной энергии
Fig. 9. Potential energy graph

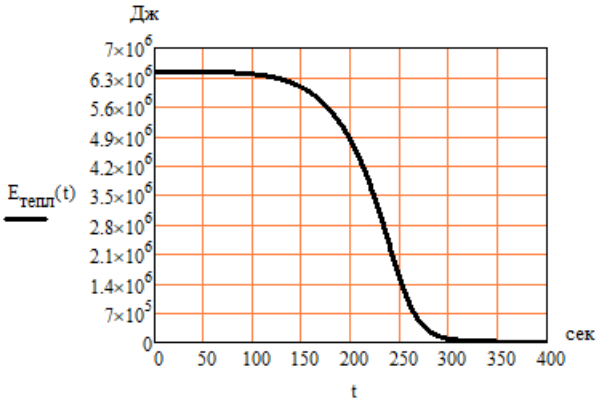

Рис. 10. График тепловой энергии
Fig. 10. Thermal energy graph

Для определения количества накопленного теплового потока воспользуемся формулой

$$Q = \int_0^t E_{\text{тепл}}(t)dt. \qquad (24)$$

Зависимость теплового потока от времени представлена на Рис. 11.

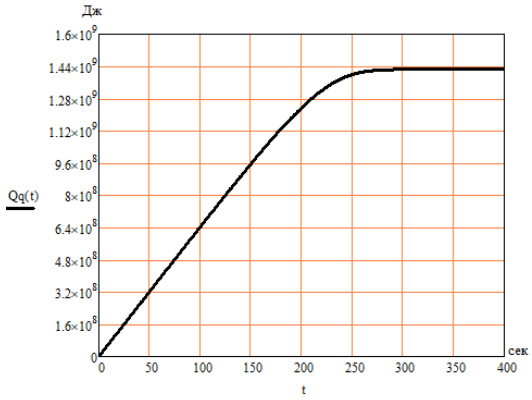

Рис. 11. График накопленного теплового потока
Fig. 11. Graph of the accumulated heat flux

Посчитано количество теплоты, необходимое для испарения 10 кг алюминия, по формуле

$$Q = c_{\text{тв}} \cdot m \cdot (T_{\text{пл}} - T_{\text{нач}}) + \lambda_{\text{тв}} \cdot m + c_{\text{ж}} \cdot m \cdot (T_{\text{кип}} - T_{\text{пл}}) + \lambda_{\text{ж}} \cdot m, \qquad (25)$$

где $c_{\text{тв}}$ – удельная теплоемкость алюминия;
$c_{\text{ж}}$ – удельная теплоемкость жидкого алюминия;
$T_{\text{нач}}$ – температура вхождения в атмосферу;
$T_{\text{пл}}$ – температура плавления алюминия;
$T_{\text{кип}}$ – температура кипения алюминия;
$\lambda_{\text{тв}}$ – удельная теплота плавления;
$\lambda_{\text{ж}}$ – удельная теплота парообразования [24].

С учетом полученных зависимостей была разработана программа для расчета времени, за которое накопленная энергия станет равной энергии, необходимой для испарения металла. На Рис. 12 представлена подпрограмма, где показано количество накопленного теплового потока и расчет времени полного уничтожения мусора из алюминия.

Космический мусор может содержать элементы из таких тугоплавких металлов, как титан и вольфрам. Был проведен расчет времени утилизации мусора из этих металлов. Затем выполнен сравнительный анализ времени утилизации для алюминия, титана и вольфрама. Для более объективного результата расчет проводился по одинаковой объемной плотности [4].

При объеме $V = 3{,}7879 \cdot 10^{-3}$ м^3;

$$m_{Ti} = 17{,}08 \text{ кг};$$

$Q_{\text{общ}\,Ti} = 2{,}191 \cdot 10^8$ Дж, общее количество теплоты, необходимое на исчезновение мусора;

$$m_W = 72{,}9 \text{ кг};$$
$$Q_{\text{общ}\,W} = 4{,}08 \cdot 10^8 \text{ Дж}.$$

По разработанной программе оценки времени для уничтожения КМ был проведен расчет для объектов из вольфрама и титана. Результат представлен на рис. 13, 14.

$t_{исч} :=$ | $t \leftarrow 0$ | while $Qq(t) < Q_{общ}$ | $t \leftarrow t + \frac{\tau_п}{NN}$ | return t

$t_{исч} = 19.2$

на $t_{исч}$ весь мусор исчезнет

при $H(t_{исч}) = 9.4922 \times 10^4$ м

Qq(t) =

0
$2.5756 \cdot 10^6$
$5.1513 \cdot 10^6$
$7.7269 \cdot 10^6$
$1.0302 \cdot 10^7$
$1.2878 \cdot 10^7$
$1.5454 \cdot 10^7$
$1.8029 \cdot 10^7$
$2.0605 \cdot 10^7$
$2.318 \cdot 10^7$
$2.5756 \cdot 10^7$
$2.8332 \cdot 10^7$
$3.0907 \cdot 10^7$
$3.3483 \cdot 10^7$
$3.6058 \cdot 10^7$
...

Рис. 12. Подпрограмма расчета времени полного уничтожения мусора из алюминия
Fig. 12. Sub-program of calculating the timespan for the complete destruction of aluminum debris

$t_{исч} :=$ | $t \leftarrow 0$ | while $Qq(t) < Q_{общ}$ | $t \leftarrow t + \frac{\tau_п}{NN}$ | return t

$t_{исч} = 8.8$

$Qq(8.8) = 4.1317 \times 10^8$

на $t_{исч}$ весь мусор исчезнет

при $H(t_{исч}) = 9.7667 \times 10^4$ м

Qq(t) =

0
$1.8781 \cdot 10^7$
$3.7562 \cdot 10^7$
$5.6342 \cdot 10^7$
$7.5123 \cdot 10^7$
$9.3904 \cdot 10^7$
$1.1268 \cdot 10^8$
$1.3146 \cdot 10^8$
$1.5025 \cdot 10^8$
$1.6903 \cdot 10^8$
$1.8781 \cdot 10^8$
$2.0659 \cdot 10^8$
$2.2537 \cdot 10^8$
$2.4415 \cdot 10^8$
$2.6293 \cdot 10^8$
...

Рис. 13. Подпрограмма расчета времени полного уничтожения мусора из вольфрама
Fig. 13. Sub-program of calculating the timespan for the complete destruction of tungsten debris

$t_{исч} :=$ | $t \leftarrow 0$ | while $Qq(t) < Q_{общ}$ | $t \leftarrow t + \frac{\tau_п}{NN}$ | return t

$t_{исч} = 20$

на $t_{исч}$ весь мусор исчезнет

при $H(t_{исч}) = 9.4712 \times 10^4$ м

Qq(t) =

0
$4.4001 \cdot 10^6$
$8.8001 \cdot 10^6$
$1.32 \cdot 10^7$
$1.76 \cdot 10^7$
$2.2 \cdot 10^7$
$2.64 \cdot 10^7$
$3.08 \cdot 10^7$
$3.52 \cdot 10^7$
$3.96 \cdot 10^7$
$4.4 \cdot 10^7$
$4.84 \cdot 10^7$
$5.28 \cdot 10^7$
$5.72 \cdot 10^7$
$6.16 \cdot 10^7$
...

Рис. 14. Подпрограмма расчета времени полного уничтожения мусора из титана
Fig. 14. Sub-program of calculating the timespan for the complete destruction of titanium debris

Обсуждение полученных результатов

В результате серии вычислительных экспериментов было установлено следующее.

1. Предположительный космический мусор шарообразной формы массой 10 кг из алюминия уничтожится на высоте 94,9 км на 19,2 секунде.

2. Титан и вольфрам, будучи тугоплавкими металлами, исчезнут не намного позднее, а даже раньше. Вольфрам – быстрее всего на высоте 97,667 км на 8,8 секунде, тогда как титан – на высоте 94,712 км на 20 секунде.

3. Объясняется это следующим. Хоть удельная теплоемкость и удельная теплота плавления у вольфрама минимальные из трех металлов, но масса шара из него почти в 7 раз больше, чем у алюминия, и в 4 раза больше, чем у титана. Из-за этого $Q_{\text{общ}\,W} > Q_{\text{общ}\,Ti} > Q_{\text{общ}\,Al}$. Также из-за массы количество накопленного теплового потока у вольфрама максимально. Удельная теплоемкость и удельная теплота плавления влияют на скорость нагревания килограмма вещества. Следовательно, вольфрам быстрее нагревается, т. к. эти параметры у него минимальные.

4. Небольшие обломки отработавших спутников не долетят до поверхности Земли, тем самым не навредят окружающей среде.

Заключение

Для оценки утилизации космического мусора путем сгорания в атмосфере в зависимости от характеристик металла, из которого состоит объект, и начальных высотно-скоростных характеристик, была разработана математическая модель спуска космического мусора в атмосфере Земли. Данная математическая модель позволяет оценить предельные размеры космического объекта, который может сгореть в атмосфере Земли, не достигнув ее поверхности. В качестве примера рассматриваются три объекта одинаковой объемной плотности и отличающиеся материалом: алюминиевый сплав, титан и вольфрам. В результате проведенного вычислительного эксперимента выявлено, что космический мусор из алюминиевого сплава массой 10 кг сгорает на высоте 94,9 км, из титана 17 кг сгорает на высоте 94,7 км, из вольфрама 73 кг сгорает на высоте 97,7 км. Таким образом, данная модель позволяет разделить существующие объекты космического мусора на те, которые смогут сгореть в атмосфере до достижения заданной высоты (не достигнув поверхности земли), и на те, к которым необходимо применять другие методы для очистки космического пространства от мусора.

Список литературы

1. Кузнецов С. Мусорный пояс. Сколько обломков космических аппаратов находится на орбите и как их оттуда убрать [Электронный ресурс] // nplus1.ru. 2018. URL: https://nplus1.ru/material/2018/04/03/space-debris (дата обращения: 20.04.2022).

2. Клюшников В.Ю. Синдром Кесслера: будет ли закрыта дорога в космос? // Воздушно-космическая сфера. 2021. № 4. С. 32–43. DOI: 10.30981/2587-7992-2021-109-4-32-43

3. Проектирование самолетов / Под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

4. Yasuhiro A., Ryuta N., MakotoT. Development of bumper shield using low density materials // International Journal of Impact Engineering. 2001. Vol. 26, iss. 1-10. Pp. 13–19. DOI: 10.1016/S0734743X(01)00069-0

5. Белоконов И.В. Расчет баллистических характеристик движения космических аппаратов: учеб. пособие. Самара: Самар. аэрокосм. ун-т, 1994. 76 с.

6. Дугин Д.А. Перелетный модуль и спускаемый на Венеру аппарат // Политехнический молодежный журнал. 2017. № 8. С. 3. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-8-154

7. Гарбузов В.М. Аэромеханика: учебник для вузов / В.М. Гарбузов, А.Л. Ермаков, М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко. М.: Транспорт, 2000. 286 с.

8. Константинов М.С. Механика космического полета: учебник для втузов / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин, В.К. Безвербый, под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 406 с.

9. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.

10. Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. М.: Наука, 1965. 340 с.

11. Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение: учеб. Пособие. М.: Резолит, 2007. 108 с.

12. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. В 2-х тт. Т. 1: Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1980. 496 с.

13. Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В., Белоконов В.М. и др. Аэромеханика самолета: Динамика полета: учебник для авиационных вузов / Под ред. А.Ф. Бочкарева, В.В. Андреевского. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

14. Макаров В. Марсианский вертолет Ingenuity возвращается в точку своего первого вылета [Электронный ресурс] // Techinsider.ru. 2021. URL: https://www.techinsider.ru/technologies/772493-marsianskiy-vertolet-ingenuity-vozvrashchaetsya-v-tochku-svoego-pervogo-vyleta/ (дата обращения: 04.04.2022).

15. Федорченко Е.А., Никитин П.В. Тепло- и массообмен на проницаемой поверхности системы тепловой защиты спускаемого космического аппарата малой формы [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2012. № 50. 21 с. URL: chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcglclefindmkaj/ https://trudymai.ru/upload/iblock/ce8/teplo-_-i-massoobmen-na-pronitsaemoy-poverkhnosti-sistemy-teplovoy-zashchity-spuskaemogo-kosmicheskogo-apparata-maloy-formy.pdf?lang=ru&issue=50 (дата обращения: 04.04.2022).

16. Сотник Е.В., Никитин П.В. Катализ и излучение в системах тепловой защиты космических аппаратов. М.: Янус-К, 2013. 336 с.

17. Полежаев Ю.В., Фролов Г.А. Тепловое разрушение материалов: монография / Под ред. академика НАН Украины В.В. Скороходова. Киев: Из-во ИМП НАНУ, 2005. 288 с.

18. Reznik S.V. Thermal-vacuum tests of hollow composite rods intended for structures in space / S.V. Reznik, O.V. Denisov, P.V. Prosuntsov, V.P. Timoshenko, A.V. Shulyakovskii // Polymer Science. Series D. 2013. Vol. 6, no. 3. Pp. 242–245. DOI: 10.1134/S1995421213030192

19. Бодня И.С., Тимошенко В.П. Численное моделирование тепловых режимов передней кромки крыла возвращаемого космического аппарата // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. 2018. Т. 19, № 1. С. 7–21. DOI: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-7-21

20. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 390 с.

21. Денисов О.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Моделирование температурного состояния элементов композитных стержневых космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2008. № S. С. 183–192.

22. Резник С.В., Калинин Д.Ю. Моделирование тепловых режимов крупногабаритных космических конструкций: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 52 с.

23. Lyndon B. Handbook for designing MMOD Protection. Texas: NASA, 2009. 135 p.

24. Кушнер В.С. Материаловедение: учебник для вузов / В.С. Кушнер, А.С. Верещака, А.Г. Схиртладзе, Д.А. Негров, О.Ю. Бургонова, под ред. В.С. Кушнера. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2008. 232 с.

References

1. Kuznetsov, S. (2018). [*Garbage belt. How many pieces of spacecraft are in the orbit and how to remove them from there*]. nplus1.ru. Available at: https://nplus1.ru/material/2018/04/03/space-debris (accessed: 20.04.2022). (in Russian)

2. Klyushnikov, V.Yu. (2021). *Kessler's syndrome: will the road to space be closed?* Aerospace Sphere Journal, no. 4, pp. 32–43. (in Russian)

3. Poghosyan, M.A. (Ed.). (2018). [*Aircraft design*]. 5th ed., reprint and add. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)

4. Yasuhiro, A., Ryuta, N. & Makoto, T. (2001). *Development of bumper shield using low density materials*. International Journal of Impact Engineering, vol. 26, issue 1-10, pp. 13–19. DOI: 10.1016/S0734743X(01)00069-0

5. Belokonov, I.V. (1994). [*Ballistic characteristics calculation of spacecraft motion: Textbook*]. Samara: Samarskiy aerokosmicheskiy universitet, 76 p. (in Russian)

6. Dugin, D.A. (2017). *Flight module and Venus entry vehicle*. Politechnical Student Journal, no. 8, p. 3. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-8-154 (in Russian)

7. Garbuzov, V.M., Ermakov, A.L., Kublanov, M.S. & Tsipenko, V.G. (2000). [*Aeromechanics: Studies for university students*]. Moscow: Transport, 286 p. (in Russian)

8. Konstantinov, M.S., Kamenkov, Ye.F., Perelygin, B.P. & Bezverbyy, V.P. (1989). [*Mechanics of space flight: Studies for higher education institutions*], in Mishin V.P. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 406 p. (in Russian)

9. Yaroshevskiy, V.A. (1988). [*Entry into the atmosphere of space aircraft*]. Moscow: Nauka, 336 p. (in Russian)

10. Balk, M.B. (1965). [*Elements of space flight dynamics*]. Moscow: Nauka, 340 p. (in Russian)

11. Mirer, S.A. (2007). [*Mechanics of space flight. Orbital motion: Textbook*]. Moscow: Rezolit, 108 p. (in Russian)

12. Krasnov, N.F. (1980). [*Aerodynamics. In 2 vols. Vol. 1: Fundamentals of theory. Airfoil and wing aerodynamics*]. 3 rd ed., pererab. i dop. Moscow: Vyshaya shkola, 496 p. (in Russian)

13. Bochkarev, A.F., Andreevskiy, V.V., Belokonov, V.M. et al. (1985). [*Aircraft aeromechanics: flight dynamics: a textbook for aviation universities*], in Bochkarev A.F., Andreevskiy V.V. (Ed.). 2nd ed., pererab. i dop. Moscow: Mashinostroyeniye, 360 p. (in Russian)

14. Makarov, V. (2021). [*Martian helicopter ingenuity returns to the point of its first flight*]. Techinsider.ru. Available at: https://www.popmech.ru/technologies/772493-marsianskay-vertolet-ingenuity-vozvrashchaetsya-v-tochku-svoego-pervogo-vyleta/ (accessed: 04.04.2022). (in Russian)

15. Fedorchenko, E.A. & Nikitin, P.V. (2012). *Heat and mass exchange on a permeable surface of the system of the thermal protection of the descent vehicle of the spacecraft small form*. Trudy MAI, no. 50, 21 p. Available at: chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcglclefindmkaj/ https://trudymai.ru/upload/iblock/ce8/teplo-_-i-massoobmen-na-pronitsaemoy-poverkhnosti-sistemy-teplovoy-zashchity-spuskaemogo-kosmicheskogo-apparata-maloy-formy.pdf?lang=ru&issue=50 (accessed: 04.04.2022). (in Russian)

16. Sotnik, Ye.V. & Nikitin, P.V. (2013). [*Catalysis and radiation in the systems of thermal protection of spacecraft*]. Moscow: Yanus-K, 336 p. (in Russian)

17. Polezhaev, Yu.V. & Frolov, G.A. (2005). [*Thermal destruction of materials: Monography*], in Academician of the NAN of Ukraine Skorokhodov V.V. (Ed.). Kiev: Izdatestvo IMP NANU, 288 p. (in Russian)

18. Reznik, S.V., Denisov, O.V., Prosuntsov, P.V., Timoshenko, V.P. & Shulyakovskii, A.V. (2013). *Thermal-vacuum tests of hollow composite rods intended for structures in space.* Polymer Science. Series D, vol. 6, no. 3, pp. 242–245. DOI: 10.1134/S1995421213030192

19. Bodnya, I.S. & Timoshenko, V.P. (2018). *Numerical modeling of a wing leading-edge thermal regimes for a reusable space vehicle*. RUDN Journal of Engineering Research, vol. 19, no. 1, pp. 7–21. DOI: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-7-21 (in Russian)

20. Polezhaev, Yu.V. & Yurevich, F.B. (1976). [*Thermal protection*]. Moscow: Energiya, 390 p. (in Russian)

21. Denisov, O.V., Kalinin, D.Yu. & Reznik, S.V. (2008). [*Modeling of the temperature state of composite rod space structures elements*]. Vestnik MGTU im. N.Ye. Baumana.

Seriya Mashinostroyeniye, no. S, pp. 183–192. (in Russian)

22. Reznik, S.V. & Kalinin, D.Yu. (2003). [*Thermal regimes simulation of large space structures: Tutorial*]. Moscow: Izdatelstvo MGTU im. N.Ye. Baumana, 52 p. (in Russian)

23. Lyndon, B. (2009). *Handbook for designing MMOD Protection*. Texas: NASA, 135 p.

24. Kushner, V.S., Vereshchaka, A.S., Skhirtlazdze, A.G., Negrov, D.A. & Burgonova, O.Y. (2008). [*Materials Science: studies. For university students*], in Kushner V.S. (Ed.). Omsk: Izdatelstvo OmGTU, 232 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Феоктистова Оксана Геннадьевна, доктор технических наук, доцент, заведующая кафедрой вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, oksana-feoktistova@yandex.ru.

Туркина Ирина Игоревна, инженер-конструктор НПО «Молния», студентка аэрокосмического факультета МАИ, iraturkina2000@mail.ru.

Information about the authors

Oksana G. Feoktistova, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Computing Machinery, Complexes, Systems and Networks Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, oksana-feoktistova@yandex.ru.

Irina I. Turkina, Design Engineer of SPA “Molniya”, Student of the Aerospace Faculty, Moscow Aviation Institute, iraturkina2000@mail.ru.

Поступила в редакцию	14.03.2022	Received	14.03.2022
Принята в печать	22.09.2022	Accepted for publication	22.09.2022

ББК 05
Н 34
Св. план 2022

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 25, № 05, 2022
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 25, No. 05, 2022

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 25.09.2022.

Печать цифровая | Формат 60×90/8 | 11,75 усл. печ. л.

Заказ № 931/130 | 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, 2022