

Том 27, № 05, 2024

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 27, No. 05, 2024

Издается с 1998 г.

Москва
2024

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

Главная редакция

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

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

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

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Editorial Board

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

Chief Editorial Board:

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

Olga D. Garanina, Honorary Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Sergey Y. Zheltov, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Academician, Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Sciences, First Deputy General Director, State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia;

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

Anatoly I. Kozlov, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Dmitry S. Lukin, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;

Nikolay A. Makhutov, Corresponding Member, The Russian Academy of Sciences, prof., Doctor of Science, Principal Researcher, FSBIS, Institute of Machine Science named after A.A. Blagonravov, Moscow, Russia;

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

Aleksander G. Chentsov, Corresponding Member, The Russian Academy of Sciences, prof., Doctor of Science, Principal Researcher, Institute of Mathematics and Mechanics, named after N.N. Krasovsky, the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Yekaterinburg, Russia;

Sergey L. Chernishov, Academician, Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Sciences, Vice-President, Russian Academy of Sciences, Academic Adviser, National Research Center "Zhukovsky Institute", Moscow, Russia;

Vacily S. Shapkin, Honored Worker of Transport of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, First Deputy General Director, The National Research Center "Zhukovsky Institute" Moscow, Russia;

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

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

Francesca De Crescenzo, Professor, Department of Industrial Engineering DIN, University of Bologna, Bologna, Italy;

Vladimir Němec, PhD, Faculty of Transportation Sciences, Jan Perner Transport Faculty, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic;

Stanislav Szabo, Associate Professor, PhD, Dean, Faculty of Aeronautics, Technical University of Košice, Košice, Slovak Republic.

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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., в. н. с. 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 «НПО НаукаСофт», Москва, Россия;

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

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

Чинючин Ю.М., проф., д. т. н., 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;

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

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

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

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

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

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 "Scientific Production Association, NaukaSoft", Moscow, Russia;

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Амелиюшкин И.А., Кривопалова Е.В., Кудров М.А.

Особенности взаимодействия жидкости с поверхностью в приложении к проблеме обледенения летательных аппаратов 8

Davydov I.A.

Mathematical model of the process for diagnosing defects in aircraft structure elements made from composite materials 24

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Мальченко А.А., Костин П.С., Хатунцев Я.Г.

Оценка точности управления тяжелым самолетом с учетом функционирования индикатора на лобовом стекле и рулевых приводов системы управления 34

Mikhailov Yu.S.

Reducing take-off and landing distances for regional turboprop aircraft 51

Мясников М.И., Ильин И.Р.

Основные принципы построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов 70

Тарасов А.Л., Прозоров М.А.

Оценка взлетной массы боевого вертолета с заданными летно-техническими характеристиками на основе уравнения существования 90

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

Amelyushkin I.A., Krivopalova E.V., Kudrov M.A.

Features of the liquid interaction with surfaces as applied to the problem of aircraft icing 8

Davydov I.A.

Mathematical model of the process for diagnosing defects in aircraft structure elements made from composite materials 24

MECHANICAL ENGINEERING

Malchenko A.A., Kostin P.S., Khatuntsev Y.G.

Assessment of the accuracy of heavy aircraft control, taking into account the functioning of the indicator on the windshield and flight control actuators 34

Mikhailov Yu.S.

Reducing take-off and landing distances for regional turboprop aircraft 51

Myasnikov M.I., Ilyin I.R.

Basic principals of the tiltrotors flight control system architecture and algorithms 70

Tarasov A.L., Prozorov M.A.

Estimation of the take-off weight of a combat helicopter with specified performance on the basis of the existence equation 90

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

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

2.9.4. – Управление процессами перевозок;

2.9.6 – Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники;

2.9.8 – Интеллектуальные транспортные системы

УДК 532.696.52

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-8-23

**Особенности взаимодействия жидкости с поверхностью
в приложении к проблеме обледенения летательных аппаратов**

И.А. Амелюшкин^{1,2}, Е.В. Кривопалова¹, М.А. Кудров²

¹*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

²*Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет),
г. Долгопрудный, Россия*

Работа выполнена в рамках Государственного контракта № 20411.1770290019 18.004
на НИР «Флагман 1»

Аннотация: Управление взаимодействием жидкости с поверхностью представляет большой интерес в широком спектре областей практических приложений: возможность полной защиты летательных аппаратов от обледенения, снижение коэффициента трения на десятки процентов, увеличение расхода жидкости в трубах и каналах; при этом модели ряда приведенных выше процессов далеки от своего завершения. В настоящей работе описаны режимы обтекания жидкостью гидрофобного тела, содержащего в порах воздух, в приложении к задачам противодействия обледенению летательных аппаратов и снижения трения жидкости при обтекании ею твердых тел. Получены аналитические выражения расхода жидкости в каналах, смазка на стенках которых обеспечивает скольжение, а также оценки параметров вымывания слоя воздушной смазки из пор гидрофобного покрытия. На примерах течения между плоскостями и в цилиндрической трубе показано влияние толщины слоя смазки на расход жидкости, в частности, показана возможность его увеличения на несколько десятков процентов за счет скольжения. Разработана физико-математическая модель расчета элементарного акта взаимодействия молекулы потока с твердым телом в целях сокращения времени молекулярного моделирования при учете важных физических особенностей. Получены оригинальные выражения коэффициентов отскока молекул от поверхности твердого тела в зависимости от его физических свойств и температуры. Развита модель взаимодействия на примере молекулы воды и твердого тела из алюминия, получены значения коэффициентов изменения скорости молекул при соударении. На основе анализа известных экспериментальных данных показана зависимость угла смачивания капель воды на плоской поверхности от температуры Дебая материала. Полученные результаты и развитые математические модели могут быть использованы при создании покрытий, препятствующих обледенению летательных аппаратов или полностью устраняющих его, в частности образования барьерного льда при течении затвердевающих жидкой пленки и капель на поверхности обтекаемых элементов летательного аппарата.

Ключевые слова: гидрофобные покрытия, обледенение, режимы обтекания, метастабильные капли, акт удара молекул, температура Дебая.

Для цитирования: Амелюшкин И.А., Кривопалова Е.В., Кудров М.А. Особенности взаимодействия жидкости с поверхностью в приложении к проблеме обледенения летательных аппаратов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 8–23. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-8-23

Features of the liquid interaction with surfaces as applied to the problem of aircraft icing

I.A. Amelyushkin^{1,2}, E.V. Krivopalova¹, M.A. Kudrov²

¹*Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia*

²*Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University),
Dolgoprudny, Russia*

The Study was conducted within the framework of the State contract № 20411.1770290019 18.004 for R&D “Flagman 1”

Abstract: Managing the interaction of liquids with surfaces is of great interest over a wide range of practical applications: the possibility of aircraft complete ice protection, a reduction of the friction coefficient by tens of percent, an increase in fluid flow in pipes and channels; however, the models of a number of the above processes are far from completion. This paper describes the flow modes of liquid around a hydrophobic body containing air in its pores in application to problems of aircraft icing and reducing liquid friction when it flows around solid bodies. Analytical expressions for liquid flow in channels, where lubrication on the walls allows for sliding, have been obtained, as well as estimates of parameters for washing away of the air lubrication layer from the pores of the hydrophobic coating. Using examples of flow between plates and in a cylindrical pipe, the influence of the lubrication layer thickness on fluid flow is shown, specifically demonstrating the potential increase in flow by several tens of percent due to sliding. A physical-mathematical model has been developed for calculating the elementary interaction act of a flow molecule with a solid body to reduce the time of molecular simulation while taking into account important physical features. New original analytical expressions for the rebound coefficients of molecules from the surface of a solid body have been obtained, depending on its physical properties and temperature. Interaction models have been developed using the example of water molecule and solid aluminum body, with values of the velocity change coefficients for molecular during collision obtained. Based on an analysis of known experimental data, the dependence of the contact angle of water droplets on a flat surface on the Debye temperature of the material has been demonstrated. The results obtained and the developed mathematical models can be used to create coatings that prevent or completely eliminate aircraft icing, particularly the formation of barrier ice during the flow of solidifying liquid film and droplets on the surfaces of streamlined elements of the aircraft.

Key words: hydrophobic coatings, icing, flow modes, metastable droplets, molecular collision act, Debye temperature.

For citation: Amelyushkin, I.A., Krivopalova, E.V., Kudrov, M.A. (2024). Features of the liquid interaction with surfaces as applied to the problem of aircraft icing. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 8–23. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-8-23

Введение

Обеспечение безопасности полета – необходимое условие возможности эксплуатации воздушного судна [1]. Согласно известным данным о летных происшествиях ряд аварий и катастроф летательной техники (в том числе с потерями человеческих жизней) вызваны обледенением. Мировая статистика показывает, что число летных происшествий, возникающих из-за опасных воздействий внешней среды, в общем балансе аварийности в авиации весьма значительно. Доля этих происшествий достигает 25–30% от общего количества летных происшествий [2]. Экспериментальные и теоретические исследования физи-

ческих процессов, сопровождающих обледенение летательных аппаратов в переохлажденных облаках, содержащих метастабильные капли воды, проводятся в течение более чем полувека [3, 4], разрабатываются методы борьбы с этим неблагоприятным явлением [5, 6]. Использование гидрофобных покрытий представляет интерес в широкой области практических приложений, в частности в задачах противодействия обледенению летательных аппаратов [7–9], при снижении гидродинамического сопротивления [10–12], а также в ряде других приложений [5, 11], в том числе информационно-измерительной аппаратуры [7, 13], элементов компрессора двигателей [14]. Несмотря на значительные успехи в создании (напр., [1–3, 7–9]) и моде-

лировании (напр., [1, 2, 4, 5, 7, 8, 10, 11,]) статических и гидродинамических (при малых скоростях потока) свойств, проблема управления ударом крупных капель, в частности переохлажденных, в задачах противодействия обледенению летательных аппаратов в настоящее время далека от своего завершения. Отметим, что при использовании гидрофобных покрытий в задачах управления налипанием частиц и капель аэрозольного потока важную роль играет число Стокса [15, 16], характеризующее инерционное осаждение частиц аэрозоля, и форма обтекаемого тела, которая приводит к различию скоростей частиц аэрозоля и газовой фазы этой среды, при этом линии тока газовой фазы (газа), вообще говоря, не совпадают с траекториями частиц [17]. Чем больше число Стокса, тем больше скорость удара переохлажденных капель и интенсивность их осаждения на поверхности обтекаемого тела [15]. В более ранней работе [4] показано влияние параметра, равного отношению размера обтекаемого тела и капель, на область возможного роста льда на обтекаемом теле. Отметим, что наряду с областью попадания переохлажденных капель на поверхность обтекаемого тела важную роль играет значение нормальной к поверхности составляющей вектора скорости удара, так как от нее зависит проникновение жидкости в поры покрытия и адгезионное сцепления льда с поверхностью. Двигаясь по инерции, частицы осаждаются на поверхности обтекаемых тел в условиях обледенения как на внешних элементах конструкции летательных, так и во внутренних каналах, в ударных волнах; в специфических условиях сальтации (подъема с поверхности) частиц снега возможно образование областей повышенной концентрации частиц, существенно влияющих на тепломассообмен тел в гетерогенном потоке и неравномерности перемешивания фаз взаимодействующих потоков в микроканалах. Эти обстоятельства в большинстве практических задач снижают скорость удара частиц и капель аэрозоля об обтекаемое тело, что приводит к затруднению проникновения вещества частиц в поры гидрофобного покрытия и снижению процессов

эрозии и абляции элементов покрытия. Такие покрытия, как правило, эффективно работают при неперевышении числом Вебера ($We = H\rho V^2/\sigma$) некоторого критического значения, при котором составляющая капли жидкость начинает проникать в поры покрытия. Здесь H – характерный размер рельефа поверхности, ρ – плотность жидкости, σ – коэффициент поверхностного натяжения, V – скорость удара капли. При проникновении жидкости в поры гидрофобного покрытия под действием сил скоростного напора при числах Вебера, превышающих его критическое значение We_{crit} (то есть когда силы инерции жидкости превышают силы давления поверхностного натяжения [15] на краях пор и давления внутрисполостного воздуха при его сжатии), эффективность гидрофобных и льдофобных покрытий может быть снижена.

Следует отметить, что молекулярное моделирование описанных выше процессов осложняется необходимостью моделирования поведения множества атомов поверхностного слоя твердого тела, а также то, что моделирование взаимодействия молекул жидкости или газа с множеством атомов твердого тела осложняется как значительными затратами вычислительных ресурсов, так и сложностью современных квантово-химических методов расчета соответствующих потенциалов взаимодействия и векторов силы в твердом теле, поскольку модель парного взаимодействия молекул и атомов, вообще говоря, не вполне корректна.

Актуальность настоящего исследования представляется весьма высокой в силу многих обстоятельств, которые будут перечислены ниже. Применение гидрофобных покрытий в определенном диапазоне параметров потока позволяет полностью устранить образование льда [7]. Кроме того, их использование в сочетании с тепловой противообледенительной системой может снизить ее энергозатраты и вес и при этом предотвратить образование на крыле барьерного льда [7, 15]. Последний эффект достигается за счет уноса с крыла потоком воздуха образовавшихся на передней кромке крыла капель воды. Отметим, что создание на поверхности обтекаемого

го жидкостью тела слоя воздушной или иной смазки за счет удержания газа в порах нанорельефного тела позволяет значительно снизить сопротивление трения [17] и в ряде задач интенсифицировать перемешивание жидкостей при малых значениях числа Рейнольдса [18]. В последнем случае рельеф поверхности будет способствовать «подкручиванию» жидкости и возникновению вихревых структур: в результате векторы частиц жидкости в ряде областей будут направлены навстречу друг другу, что способствует взаимному проникновению жидкостей, в частности образованию областей повышенной концентрации малых частиц. Управление неустойчивыми гидродинамическими явлениями при сворачивании жидкой пленки в ручейки и распаде ручейков в отдельные капли [19] представляет интерес в задачах управления теплообменом и методах визуализации ламинарно-турбулентного перехода на элементах конструкции летательных аппаратов, применяемых в аэрогидродинамических институтах. Тем не менее применение гидрофобных покрытий для снижения сопротивления элементов гидросредной техники осложнено рядом обстоятельств: наряду с гидродинамическим вымыванием слоя воздуха может иметь место образование органических соединений, микроорганизмов и иных форм образования различных элементов на поверхности.

По мере вымывания воздуха из пор рельефного гидрофобного покрытия режимы 6 и 7 на рис. 3 могут перейти в режимы с меньшим скольжением за счет малости воздуха в порах гидрофобного покрытия, вплоть до режима 1, когда воздуха в порах практически не остается.

Заметим, понятия «гидрофобность» и «льдофобность» во многих аспектах имеют одинаковую физическую природу, связанную прежде всего с рельефом поверхности и физико-химическими свойствами материала, но при этом присутствуют различия и немонотонные зависимости свойств от различных параметров, которые следует иметь в виду. Так, например, известно, что при ударе переохлажденных капель о гидрофобную поверх-

ность жидкость по инерции проникает в поры покрытия при достаточно больших скоростях, а увеличение объема вещества при замерзании может привести не только к увеличению трения за счет увеличения давления на элементы рельефа, но и повредить рельеф расширением жидкости при ее отвердевании. В статье [20] приведена классификация гидрофобных и льдофобных покрытий с описанием их различий и других аспектов, актуальных для прикладных задач.

Цель настоящей работы – развитие математических моделей и численных алгоритмов расчета гидрофобных свойств покрытий, зависящих от геометрии рельефа, физико-химических свойств материала, параметрические исследования новых эффектов, сопровождающих взаимодействия жидкости и переохлажденных капель аэрозольного потока с твердым телом в приложении к проблеме обледенения летательных аппаратов.

При решении соответствующих цели поставленных задач использованы методы математического и компьютерного моделирования с учетом анализа результатов работ других исследователей.

Динамические характеристики гидрофобных покрытий

Эффект снижения сопротивления достигается за счет удержания в порах поверхности обтекаемого жидкостью тела слоя воздуха, который выполняет роль смазки (рис. 1). Толщина слоя смазки h определяется размерами выступов рельефной поверхности L и поверхностными свойствами, которые описываются краевым углом смачивания плоской поверхности жидкостью в воздухе. При этом в результате приравнивания значения касательных напряжений на границе раздела жидкости и смазки выражение для длины скольжения имеет следующий вид:

$$b \cong h \cdot \mu_{\text{ж}} / \mu_{\text{см}}, V(h) = b \partial V(h) / \partial y.$$

Значение параметра b определяется множеством процессов, имеющих аэрогидроди-

намическую и химическую природу, которые зависят от геометрической формы рельефного тела [21]. Их моделирование требует больших вычислительных затрат и не вполне оправданно по сравнению с эмпирическими методами. Кроме того, достоверность моделирования в значительной степени зависит от точности измерения множества входящих в уравнения параметров, погрешности определения которых могут привести к неприемлемо большому диапазону расчетных значений параметра b . Заметим, что в случае устойчивой толщины смазки длина скольжения b может быть легко рассчитана на основе приведенной выше формулы в зависимости от измеряемой с приемлемой точностью толщины слоя смазки h .

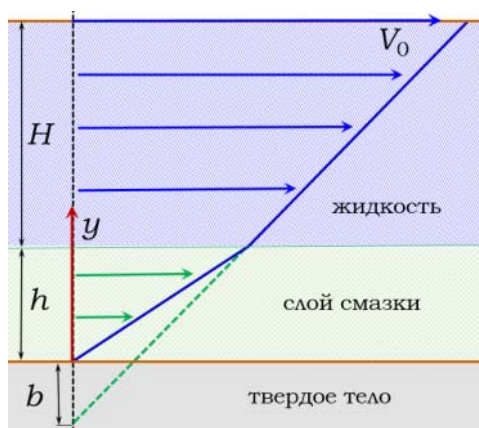


Рис. 1. Схема скольжения жидкости по рельефному твердому телу, покрытому слоем смазки

Fig. 1. Scheme of liquid sliding over a relief solid body covered with a lubricating layer

Если роль смазки (индекс «см») выполняет воздух, а жидкости (индекс «ж») – вода, отношение вязкостей $\psi = \mu_{ж} / \mu_{см} \cong 50$. Отметим, что в ряде случаев под вязкостью смазки следует понимать эффективную вязкость системы, коэффициент вязкости которой может отличаться от коэффициента вязкости вещества смазки. При движении жидкости между плоскостями, одна из которых подвижна (рис. 1), а неподвижная покрыта слоем смазки толщиной h , выражение для отношения расходов жидкости (с использованием смазки и без нее) имеет следующий вид: $\frac{q}{q_0} = \frac{(1-\xi)(1+(2\psi-1)\xi)}{1+(\psi-1)\xi}$, так как распределение скорости в зазоре определяется соотношением

$$\frac{u}{u_0} = \frac{\frac{y}{H} + (\psi-1)\xi}{1+(\psi-1)\xi}. \quad (1)$$

Оно получено в результате решения известной задачи Куэтта для случая течения жидкости по поверхности, покрытой слоем смазки. Здесь ψ – отношение вязкости жидкости к вязкости смазки, $\xi = h / H < 1$. Выражение для расхода имеет вид

$$q = \int_h^H \rho V(y) dy D = \frac{\rho D u_0 H}{2} \frac{(1-\xi)(1+(2\psi-1)\xi)}{1+(\psi-1)\xi}; \quad (2)$$

$$q_0 = q(\xi = 0) = \frac{\rho D u_0 H}{2}.$$

В плоском канале выражения для скорости и расхода имеют вид

$$V(y) = -\frac{H^2}{2} \frac{1}{\mu_{ж}} \frac{\partial P}{\partial x} \left(\left(\frac{y}{H} \right)^2 - \frac{y}{H} + \xi(\psi - 1) \right);$$

$$q = 2 \int_h^{H/2} \rho V(y) dy D = \rho D \frac{H^3}{12} \frac{1}{\mu_{ж}} \frac{\partial P}{\partial x} (1 + 4\xi^3 - 6\xi^2 + 12(1 - 2\xi)\xi(\psi - 1)). \quad (3)$$

Выражение для скорости получено путем решения известной задачи Пуазейля для плоского канала. Две противоположные стенки этого канала покрыты слоем смазки, а две другие противоположные стенки находятся друг от друга на расстоянии D , которое многократно превышает ширину канала H . Здесь $\xi < 0,5$ в предположении, что смазка не может заполнять весь плоский канал; $\frac{\partial P}{\partial x} \cong \Delta P / L$, где ΔP – перепад давления между концами трубы длиной L .

На основе аналогичных процедур получают выражения для цилиндрического канала:

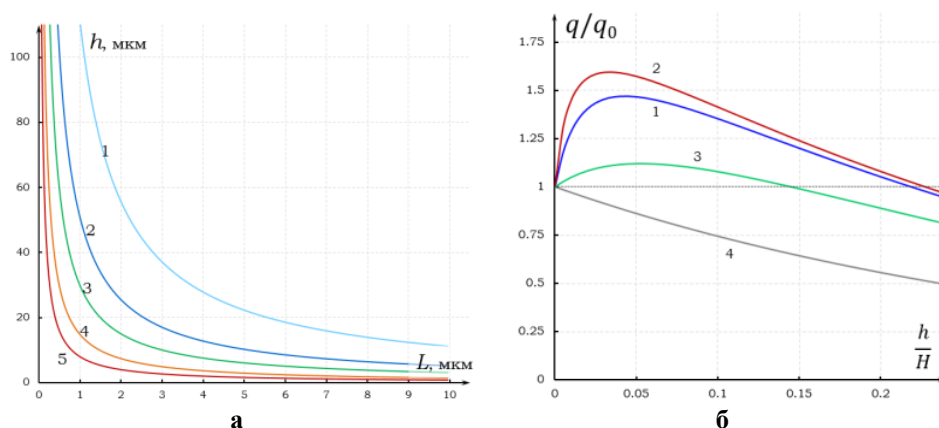


Рис. 2. Особенности скольжения жидкости по рельефному твердому телу, которое покрыто слоем смазки: a – зависимость толщины слоя воздуха h у рельефной поверхности в жидкости от расстояния между выступами рельефного тела и угла смачивания капли воды на плоской поверхности, характеризующего физические свойства материала рельефного тела: 1 – 30°, 2 – 45°, 3 – 60°, 4 – 90°, 5 – 150°; b – эффект изменения расхода жидкости q между плоскостями за счет слоя смазки различной вязкости: 1 – вязкости смазки и жидкости отличаются в 50 раз (вода и воздух $\psi = 1/50$), 2 – вязкости смазки и жидкости отличаются в 100 раз ($\psi = 1/100$), 3 – вязкости смазки и жидкости отличаются в 20 раз ($\psi = 1/20$), 4 – вязкости жидкости и слоя смазки равны ($\psi = 1$)

Fig. 2. Features of liquid sliding on a relief solid body covered with a lubricating layer: a – dependence of the thickness of the air layer h on the relief surface in the liquid relative to the distance between the protrusions of the relief body and the contact angle of a water droplet on a flat surface, characterizing the physical properties of the material of the relief body: 1 – 30°, 2 – 45°, 3 – 60°, 4 – 90°, 5 – 150°; b – the effect of changing the fluid flow rate q between planes due to the lubricating layer of different viscosity: 1 – the viscosities of the lubricant and liquid differ by 50 times (water and air $\psi = 1/50$), 2 – 100 times ($\psi = 1/100$), 3 – 20 times ($\psi = 1/20$), 4 – viscosities of the liquid and the lubricating layer are equal ($\psi = 1$)

$$V(r) = -\frac{R^2}{4} \frac{1}{\mu_{\text{ж}}} \frac{\partial P}{\partial x} \left(\left(\frac{r}{R} \right)^2 - \psi \left(1 - \left(1 - \frac{1}{\psi} \right) (1 - \xi)^2 (1 - \ln(1 - \xi)^2) \right) \right); \quad (4)$$

$$q = \int_0^{R-h} \rho V 2\pi r dr = \frac{\pi \rho \Delta P}{\mu_{\text{ж}} L} \frac{R^4}{8} (1 - \xi)^4 \left(1 - 2\psi \left(\frac{1}{(1 - \xi)^2} - \left(1 - \frac{1}{\psi} \right) (1 - \ln(1 - \xi)^2) \right) \right). \quad (5)$$

При выводе выражения для расхода жидкости используется допущение, что слой смазки не вымывается под действием касательных напряжений. Данное предположение вполне оправданно по крайней мере в течение короткого времени движения жидкости по поверхности, на которой образован слой воздушной смазки. Кроме того, даже при длительном движении жидкости по такой поверхности слой воздушной смазки будет стационарным при большой разнице температур холодной жидкости и нагретой поверхности. Результаты расчетов приведены на рис. 2.

На рис. 3 показаны режимы взаимодействия жидкости с рельефным телом, в порах которого находится воздух. Режим 1 отража-

ет практически полное отсутствие газа в порах, в статических условиях это соответствует известному состоянию Венцеля. Режимы 2–3 характеризуются небольшим количеством воздуха и движением жидкости с замкнутыми линиями тока внутри поры гидрофобного покрытия. Их отличает форма мениска, зависящая от смачивания жидкостью стенок пор. Режимы 4–5 характеризуются практически полным заполнением пор гидрофобного покрытия воздуха и так же, как и режимы 3–4, отличаются друг от друга формой мениска. Эти режимы (4–5) внешне напоминают известное состояние Касси и Бакстера, которое описано ими для случая неподвижной капли на рельефном твердом

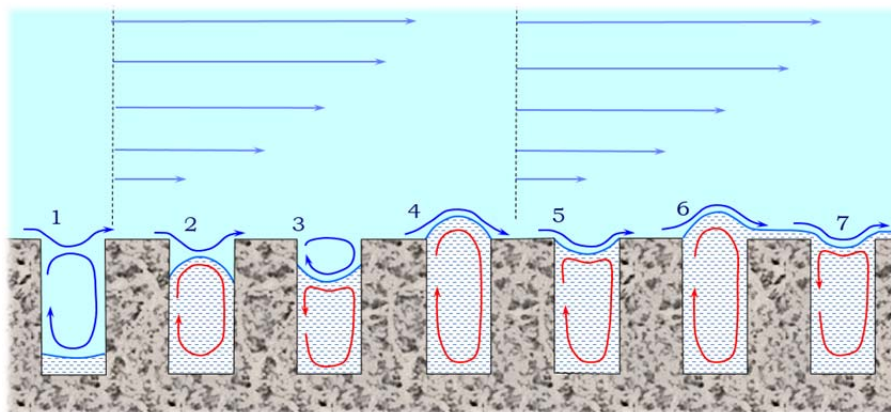


Рис. 3. Схема режимов движения жидкости по пластине, в порах которой находится воздух
Fig. 3. Diagram of liquid flow modes over a plate in the pores of which air is present

теле. Режимы 6 и 7 неустойчивы и могут быть реализованы при большой разнице температур твердого тела и жидкости, которая приводит к испарению жидкости и образованию газового слоя [22]. Этот слой снижает теплообмен жидкости с твердым телом за счет известного эффекта Лейденфроста (например, в задачах охлаждения тела жидким хладагентом) и приводит к снижению гидродинамического сопротивления за счет того, что вязкость газообразного слоя, как правило, на порядок меньше вязкости жидкости. Отметим, что в случае ступенчатого и направленного в одну сторону ступенек рельефа возможно движение

капель по горизонтальной поверхности за счет разницы давлений у границ капель вблизи линии, проходящей через центр капель перпендикулярно ступенькам поверхности [22]. При движении жидкости по поверхности в виде пленки последняя распадается на ручейки, а ручейки затем на капли (неустойчивость Рэлея – Плато).

Для определения свойств материала твердого тела зависимость параметров колебаний кристаллической решетки от температуры Дебая, молярной массы и внешней температуры может быть рассчитана согласно следующему выражению [23]:

$$\Delta a^2(T) = \frac{9\hbar^2 N_A}{4k_B} \frac{1}{\mu_A \theta_D} \left(1 + 4 \left(\frac{T}{\theta_D} \right)^2 \int_0^{\frac{\theta_D}{T}} \frac{x dx}{e^x - 1} \right) = \frac{9\hbar^2 N_A}{4k_B} \frac{1}{\mu_A \psi} \left(1 + 4\psi^2 \int_0^{\psi} \frac{x dx}{e^x - 1} \right). \quad (6)$$

Из этого выражения можно оценить круговую частоту колебаний атомов кристаллической решетки: $\omega = \frac{\sqrt{3R_0 T_w / \mu_A}}{\Delta a \sqrt{2}}$.

На рис. 4 показаны температурные зависимости амплитуды колебаний, характерных тепловых скоростей колебаний атомов кристаллической решетки алюминия и соответствующих частот.

Выражение для скорости отраженных от поверхности молекул будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{v}^r = \frac{\mathbf{v}^i \left(1 - \frac{\mu_A}{\mu} \right) + \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{\mu_A}{\mu} (\mathbf{n} + 2\tau) \Delta a \omega \sin \omega t}{1 + \frac{\mu_A}{\mu}}. \quad (7)$$

Данное выражение позволяет учесть теплообмен потока с поверхностью и значительно сократить время расчетов, поскольку моделирование каждого из взаимодействующих между собой и с молекулами потока атомов обтекаемого тела требует колоссальных вычислительных ресурсов. При выводе данного выражения не учитываются физико-химические превращения в результате взаимодействия молекул как упругих шаров и при взаимном обмене импульсами, что может быть вполне оправданно в задачах отсутствия физико-химических и фазовых превращений при моделировании взаимного обмена импульсом и энергией потока с поверхностью.

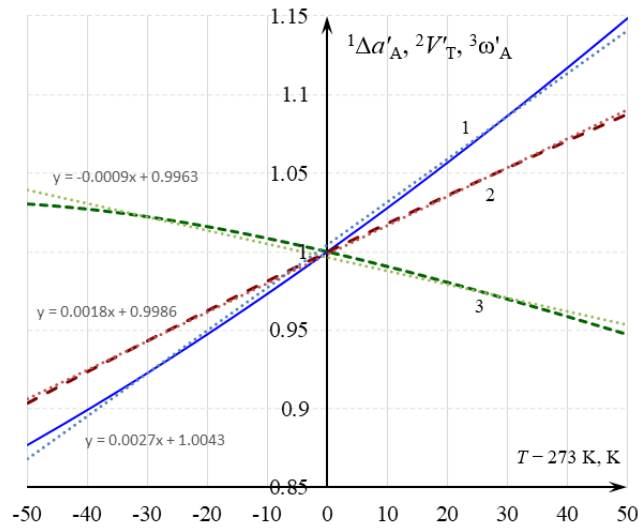


Рис. 4. Температурная зависимость параметров колебаний атомов твердого тела (алюминия), которые отнесены к соответствующим значениям при нулевой (по Цельсию) температуре
Fig. 4. Temperature dependence of the parameters of atom vibrations in a solid body (aluminum), which are related to the corresponding values at zero (Celsius) temperature

Здесь одна компонента по нормали к поверхности (вектор n идентичен орту j), две по касательной (вектор τ идентичен ортам i и k):

$$V_n^r = \frac{V_n^i \left(1 - \frac{\mu_A}{\mu}\right) + \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{\mu_A}{\mu} \Delta a \omega \sin \omega t}{1 + \frac{\mu_A}{\mu}},$$

$$V_\tau^r = \frac{V_\tau^i \left(1 - \frac{\mu_A}{\mu}\right) + \frac{4}{\sqrt{3}} \frac{\mu_A}{\mu} \Delta a \omega \sin \omega t}{1 + \frac{\mu_A}{\mu}}. \quad (8)$$

Отсюда выражение для коэффициентов изменения скорости будет иметь следующий

вид: $a_n = \frac{1 - \xi + \xi \frac{\sqrt{R_0 T / 2 \mu_A}}{V^i \cos \alpha^i} \sin \omega t}{1 + \xi}$. Усредняя по времени, получим $\langle a_n \rangle = \frac{1 - \xi + \xi \frac{1.39 \sqrt{2 R_0 T / \mu_A}}{V^i}}{1 + \xi}$. При этом выражение отклонения от среднего значения имеет вид $\delta a_n = \frac{\xi}{1 + \xi} \frac{\sqrt{2 R_0 T / \mu_A}}{V^i \cos \alpha^i}$.

Аналогичные построения можно провести и для коэффициента изменения касательной компоненты вектора скорости молекулы при ударе о поверхность:

$$a_\tau = \frac{\left(1 - \frac{\mu_A}{\mu}\right) + 2 \frac{\mu_A}{\mu} \frac{\sqrt{R_0 T / 2 \mu_A}}{V^i \sin \alpha^i} \sin \omega t}{1 + \frac{\mu_A}{\mu}}. \quad (9)$$

На рис. 5 показаны зависимости коэффициентов отскока молекул от поверхности в зависимости от скорости удара и материала поверхности.

$$\text{tg} \alpha^r = \frac{1 + \frac{2}{\mu / \mu_A - 1} \sqrt{\frac{R_0 T_w}{2 \mu_A}} \frac{\sin \omega t}{V^i \sin \alpha^i}}{1 + \frac{1}{\mu / \mu_A - 1} \sqrt{\frac{R_0 T_w}{2 \mu_A}} \frac{\sin \omega t}{V^i \cos \alpha^i}},$$

$$\langle \text{tg} \alpha^r \rangle = \frac{1 + \frac{1}{\mu / \mu_A - 1} \sqrt{\frac{R_0 T_w / \mu_A}{2 \mu_A}} \frac{\sin \alpha^i}{V^i}}{1 + \frac{1}{\mu / \mu_A - 1} \sqrt{\frac{R_0 T_w / \mu_A}{2 \mu_A}} \frac{\cos \alpha^i}{V^i}}. \quad (10)$$

Отсюда для алюминия нетрудно получить связь угла отражения α^r (индекс r – reflected – отраженный) с углом падения α^i (индекс i – incident – падающий):

$$\text{tg} \alpha^r = \frac{\sin \alpha^i + \frac{2 \sqrt{R_0 T_w / \mu_A}}{V^i (\mu / \mu_A - 1)}}{\cos \alpha^i + \frac{\sqrt{R_0 T_w / \mu_A}}{V^i (\mu / \mu_A - 1)}},$$

для алюминия: $\text{tg} \alpha^r = \frac{\sin \alpha^i + \frac{6 \sqrt{R_0 T_w / \mu_A}}{V^i}}{\cos \alpha^i + \frac{3 \sqrt{R_0 T_w / \mu_A}}{V^i}}$.

Среднее значение скорости отраженных молекул будет иметь следующий вид:

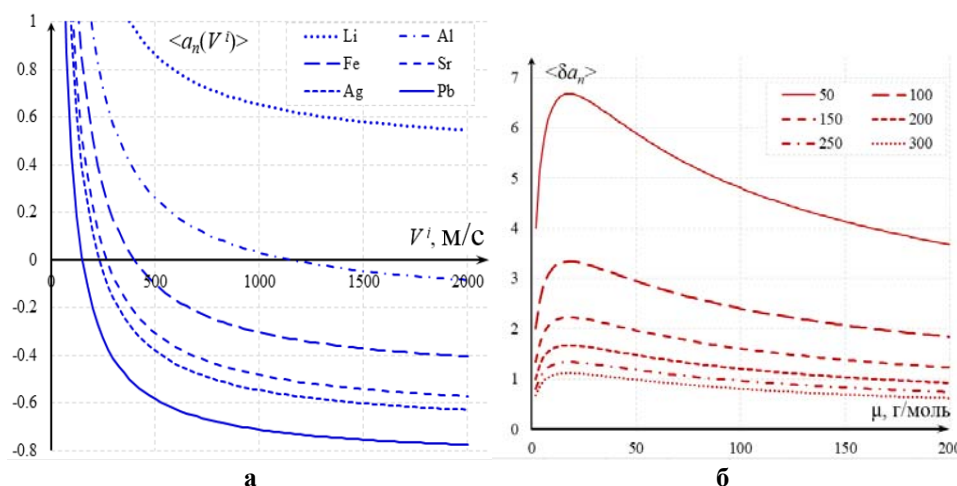


Рис. 5. Расчет коэффициентов изменения скорости молекулы воды при ее ударе по нормали к поверхности плоских твердых тел из различных материалов при температуре $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$:

a – зависимость от скорости удара средних значений коэффициентов изменения скорости молекул при их ударе о тела из различных материалов; *b* – зависимость от молярной массы (материала твердого тела) максимального отклонения от среднего значения коэффициентов изменения скорости при различных значениях начальных скоростей удара молекул о поверхность (скорости обозначены цифрами в м/с)

Fig. 5. Calculation of the coefficients of change in the speed of water molecules upon impact normal to the surface of flat solid bodies made of various materials at a temperature of $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$:

a – dependence on the impact velocity of the average values of the coefficients of change in the speed of molecules upon their collision with bodies made of different materials; *b* – dependence on the molar mass (solid body material) of the maximum deviation from the average value of the coefficients of change in speed at various initial impact velocities of molecules against the surface (velocities are indicated by numbers in m/s)

$$\langle V^r \rangle = \frac{V^i \left(1 - \frac{\mu_A}{\mu}\right) + \frac{\mu_A}{\mu} \sqrt{3R_0 T_w / \mu_A}}{1 + \frac{\mu_A}{\mu}}, \quad (11)$$

в безразмерном виде получили:

$\langle M^r \rangle = \frac{M^i (1 - \xi) + \frac{\mu_A}{\mu} \sqrt{\frac{3T_w}{T} \xi}}{1 + \xi}$. Это выражение получено путем деления выражения (11) на характерное значение скорости звука $\sqrt{\gamma R_0 T / \mu}$. Цветом на рисунке показаны значения этого параметра от 0 до 1.

На рис. 6 и 7 приведены иллюстрации расчетов параметров отскока молекул от поверхности. На рис. 6 показана зависимость среднего угла отражения от угла падения молекулы воды на чистое твердое тело из алюминия. На рис. 7 показана зависимость отнесенной к скорости звука среднего значения скорости отскока молекулы от поверхности $\langle V^r \rangle / \gamma R_0 T / \mu$ в зависимости от параметра M^i (отношение скорости удара молекулы к скорости звука в окрестности области удара, размер окрестности значительно превышает

длину свободного пробега молекул водяного пара при температуре $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$), отношения температур поверхности к температуре пара и коэффициента $\xi = \mu_A / \mu$, равного отношению молярных масс материала твердого тела μ_A и падающей на него молекулы μ .

Отметим, что эти модели могут быть применимы в задачах, в которых кинетическая энергия молекул при ударе с атомами твердого тела значительно превышает их потенциальную энергию взаимодействия, когда более существенно проявляются эффекты многочастичного взаимодействия между молекулами. Кроме того, в настоящем исследовании пренебрегается процессами электризации и разделения зарядов при взаимодействии каплей или потока жидкости с твердым телом.

Кристаллизация капель при ударе имеет место при превышении критического значения скорости удара V^* , температурная зависимость которого получена в работе [24]: $V^* = U^* (1 - T/T_f)^{-7/10}$. Здесь показатель степени и значение $U^* = 8,9\text{ см/с}$ получены ра-

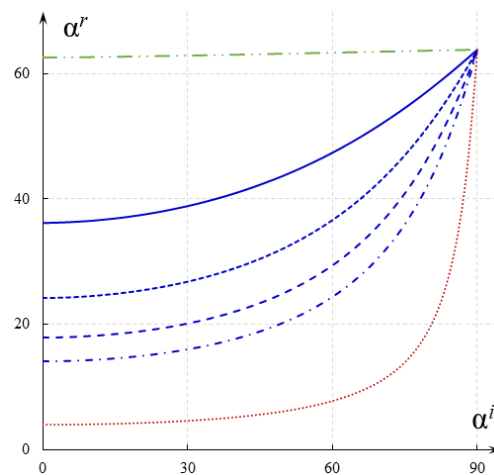


Рис. 6. Зависимость угла отражения от угла падения молекул на обтекаемую поверхность твердого тела;
б – средние значения числа коэффициентов восстановления скорости отраженных молекул

Fig. 6. Dependence of the angle of reflection on the angle of incidence of molecules on the streamlined surface of a solid body; б – average values of the number of speed return coefficients of the reflected molecules

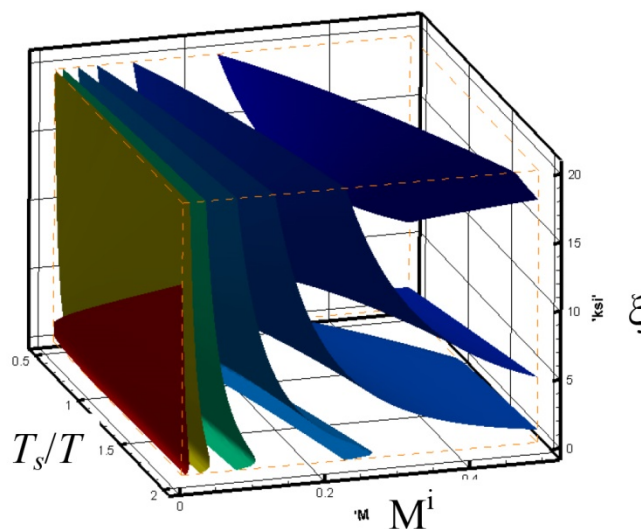


Рис. 7. Зависимость среднего значения безразмерной скорости отскачивших от поверхности твердого тела молекул $\langle M^r \rangle$ от безразмерных параметров M^i (по смыслу близок числу Маха) падающих молекул, отношения температур поверхности к температуре потока T_s/T и от параметра $\xi = \mu_A/\mu$

Fig. 7. Dependence of the average value of the dimensionless velocity of molecules $\langle M^r \rangle$ rebounding from the surface of a solid body on the dimensionless parameters M^i (which is conceptually similar to the Mach number) of the falling molecules, the ratio of surface temperatures to the flow temperature T_s/T and on the parameter $\xi = \mu_A/\mu$

нее экспериментально [24]. Заметим, что максимальное значение нормальной компоненты скорости V_n^{max} удара каплей о поверхность можно описать приближенной формулой [16] $\frac{V_n^{max}}{V_\infty} \cong \exp(-1/4Stk)$. Здесь $Stk = \frac{V_\infty \rho D^2}{18R\mu}$ – число Стокса, которое характеризует неравно-

весность двухфазного потока по скорости или инерционное осаждение капель на поверхности обтекаемого тела, V_∞ – скорость движения обтекаемого тела. Таким образом, для кристаллизации переохлажденных капель при ударе о поверхность необходимо выполнение следующего неравенства:

$$U^*(1 - T/T_f)^{-7/10} < V_\infty \exp(-1/4\text{Stk}) = \sqrt{\frac{\text{We} \cdot \sigma}{D\rho}} \exp(-1/4\text{Stk}).$$

Таким образом, при $\text{We} < \frac{V_0^2 D \rho}{\sigma} (1 - T/T_f)^{-7/5} \sqrt{e}$ капли останутся жидкими.

Физико-химические характеристики неоксидированных металлических поверхностей

На основании экспериментальных данных статьи [25], где в качестве подложек использовались Ag, Au, Cu, Fe, Nb, Ni, Sn, Ti, и W, была выявлена линейная зависимость между атомным радиусом элементов подложки и углом их смачивания водой. Авторы получили уравнение $\theta \approx -0,582 \cdot r_A + 148$ для оценки угла смачивания дистиллированной воды на поверхности металлов и полуметаллов таблицы Менделеева. Расчетные значения подтверждали измерением угла смачивания на (Al, Si, Hg, Mo). В данной части работы была получена зависимость угла смачивания θ от температуры Дебая T_D , которая описывается выражением $\theta = 17,1 \cdot \ln(T_D) - 28,4$ (интерполяция экспериментальных данных). Самое большое значение $\theta = 95,6^\circ$ – у бериллия (Be) при $T_D = 1463$ К. Таким образом, металлическая поверхность Be является гидрофобной по определению. Наименьший угол смачивания $46,2^\circ$ наблюдается на поверхности свинца (Pb) при $T_D = 88$ К. На графике (рис. 8) показано, что угол смачивания зависит от температуры Дебая. При достижении температуры Дебая возбуждаются все нормальные колебания кристаллических решеток и дальнейшее повышение температуры не может привести к увеличению числа их колебаний. Поэтому значение угла смачивания также будет зависеть от характеристической температуры, которая разграничивает классическую и квантовую области температурной зависимости теплоемкости. На рис. 8 показана температурная зависимость краевого угла смачивания капли воды на плоской поверхности твердого тела от его температуры. Зависи-

мость угла смачивания θ от амплитуды колебаний (a , Å) атомов металлов и полуметаллов имеет вид прямой линии и описывается $\theta = -178,1a + 94,0$. На рис. 9 видна обратная зависимость – чем больше амплитуда колебаний атомов в кристаллических решетках элементов (Pb, Ag, Al, Zn, W, Fe, Ni, Ge, Cu, Si, Be, Au, Nb, Sn, Ti, Mo, Hg, C (графит)), тем меньше будет угол смачивания. Сравнение этих подложек показывает, что наименьший угол смачивания будет на свинцовой подложке ($\theta = 46,2^\circ$) при максимальной амплитуде колебаний атомов, а максимальный будет на подложке из бериллия ($\theta = 95,6^\circ$) при минимальной амплитуде колебаний атомов. Отметим, что при температуре окружающей среды $T = -10^\circ\text{C}$ колебания атомов в металле максимально будут отличаться в 3,3 раза. В порядке возрастания амплитуды колебаний атомов элементы можно расположить следующим образом: Mo, W, Ni, Be, Fe, Si, Ge, Ti, Nb, Cu, Au, Ag, Al, Zn, Sn, Hg, Pb. Полученные результаты могут быть использованы в задачах создания покрытия обшивки элементов конструкции летательных аппаратов в целях противодействия обледенению. Кроме того, при полете в условиях обильных осадков – когда аэродинамическое качество снижается на несколько десятков процентов [26] за счет образующегося и распадающегося на ручейки и капли слоя пленки, покрытия с увеличенным скольжением могут быть весьма актуальны. Их использование поможет снизить количество воды на поверхности летательных аппаратов, включая беспилотную технику, тем самым повысив аэродинамическое качество и другие параметры летательного аппарата, на которые осадки влияют неблагоприятно.

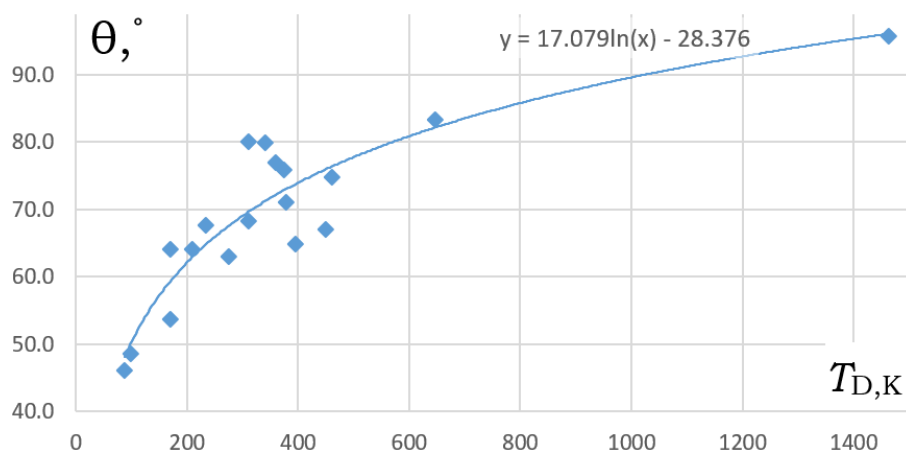


Рис. 8. Зависимость угла смачивания от температуры Дебая для Pb, Ag, Al, Zn, W, Fe, Ni, Ge, Cu, Si, Be, Au, Nb, Sn, Ti, Mo, Hg, C (графит)

Fig. 8. Dependence of contact angle on Debye temperature for Pb, Ag, Al, Zn, W, Fe, Ni, Ge, Cu, Si, Be, Au, Nb, Sn, Ti, Mo, Hg, C (graphite)

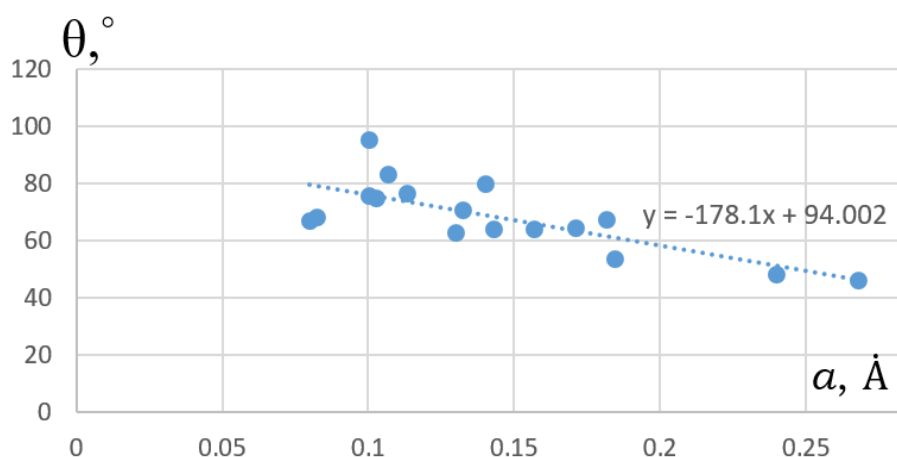


Рис. 9. Зависимость угла смачивания от амплитуды колебаний атомов металлов и полуметаллов (Mo, W, Ni, Be, Fe, Si, Ge, Ti, Nb, Cu, Au, Ag, Al, Zn, Sn, Hg) при $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$

Fig. 9. Dependence of the contact angle on the vibration amplitude of metal and semimetal atoms (Mo, W, Ni, Be, Fe, Si, Ge, Ti, Nb, Cu, Au, Ag, Al, Zn, Sn, Hg) at $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$

Заключение

Проведены исследования процесса взаимодействия жидкости с телами, которые покрыты гидрофобным слоем: описаны режимы взаимодействия жидкости с рельефным телом, получены оценки параметров физических величин, в частности влияния толщины слоя смазки на распределение профиля скорости в пограничном слое. При этом получены аналитические выражения, показывающие эффект снижения расхода жидкости в плос-

ком и цилиндрическом каналах между плоскостями в зависимости от отношения вязкости смазки к вязкости жидкости и толщины слоя смазки. Снижение сопротивления жидкости, движущейся по поверхности летательного аппарата, способствует ее сдвигу потоком воздуха и, как следствие, препятствует образованию барьерного льда. Получены оценки характерного времени вымывания флюида из пор рельефного тела, в частности время вымывания воздуха, содержащегося в порах гидрофобного тела, по поверхности которого течет вода. Это важно учитывать

при моделировании текущей по поверхности летательного аппарата жидкой пленки, поскольку эффект снижения роста барьерного льда на крыле летательного аппарата уменьшается при вымывании газа из пор покрытия. Показано влияние температуры Дебая на краевой угол смачивания на плоской поверхности: $\theta = 17,1 \cdot \ln(T_D) - 28,4$; приведено возможное объяснение влияния особенностей колебаний атомов кристаллической решетки гидрофобного тела на краевой угол смачивания. Эта зависимость может быть использована при выборе материала покрытия обшивки летательной техники гражданской авиации (ГА). Развита модель элементарного акта взаимодействия молекул жидкости с поверхностью твердого тела из различных материалов, получены оригинальные выражения для коэффициентов отскока молекул от поверхности, проведены параметрические исследования. Модели коэффициентов отскока позволяют сократить время расчета взаимодействия потока с твердым телом, сохраняя при этом описание обмена импульсом и энергией между молекулами потока и атомами твердого тела. Эти модели могут быть использованы при расчетах льдофобных и гидрофобных покрытий элементов ГА.

Список литературы

1. Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Обеспечение безопасности полета транспортных воздушных судов с учетом новых сертификационных требований к условиям обледенения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 3. С. 45–56. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-45-56
2. Андреев Г.Т., Васин И.С. Исследования влияния обледенения на аэродинамические характеристики гражданских самолетов в обеспечение безопасности летной эксплуатации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2006. № 97. С. 62–65.
3. Messinger B.L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed // Aeronautical Sciences. 1953. Vol. 20, no. 1. Pp. 29–42. DOI: 10.2514/8.2520
4. Тенишев Р.Х. Противообледенительные системы летательных аппаратов. Основы проектирования и методы испытаний / Р.Х. Тенишев, Б.А. Строганов, В.С. Савин, В.Г. Кординов, А.Н. Тесленко, В.Н. Леонтьев. М.: Машиностроение, 1967. 320 с.
5. Миляев К.Е., Семенов С.В., Балакирев А.А. Обзор способов борьбы с обледенением в авиационных двигателях // Вестник МНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 59. С. 5–19. DOI: 10.15593/2223-9982/2019.59.01
6. Yamazaki M., Jemcov A., Sakaue H.A. Review on the current status of icing physics and mitigation in aviation [Электронный ресурс] // Aerospace. 2021. Vol. 8, iss. 7. ID: 188. DOI: 10.3390/aerospace8070188 (дата обращения: 04.02.2024).
7. Бойнович Л.Б. Противообледенительные свойства супергидрофобных покрытий из алюминия и нержавеющей стали / Л.Б. Бойнович, А.Г. Домантовский, А.М. Емельяненко, А.Б. Миллер, Ю.Ф. Потапов, А.Н. Ходан // Известия Академии наук. Серия Химическая. 2013. № 2. С. 383–390.
8. Бойнович Л.Б. Супергидрофобные покрытия – новый класс полифункциональных материалов // Вестник РАН. 2013. Т. 83, № 1. С. 10–19. DOI: 10.7868/S0869587313010039
9. Орлов О.П., Сверчков А.В. Оценка возможности применения водоотталкивающих покрытий для снижения гидродинамического сопротивления транспортных судов // Труды Крыловского государственного научного центра. 2018. Т. 1 (383). С. 43–59. DOI: 10.24937/2542-2324-2018-1-383-43-59
10. Bazant M.Z., Vinogradova O.I. Tensorial hydrodynamic slip // Journal of Fluid Mechanics. 2008. Vol. 613, no. 10. Pp. 125–134. DOI: 10.1017/S002211200800356X
11. Whitesides G.M. The origins and the future of microfluidics // Nature. 2006. Vol. 442. Pp. 368–373. DOI: 10.1038/nature05058
12. Park H., Choi C.H., Kim C.J. Superhydrophobic drag reduction in turbulent flows: a critical review [Электронный ресурс] // Experiments in Fluids. 2021. Vol. 62. ID: 229. DOI: 10.1007/s00348-021-03322-4 (дата обращения: 04.02.2024).

13. Нгуен Н.Ш. Выбор места расположения датчика обледенения и датчика полного давления в условиях обледенения // Труды МФТИ. 2022. Т. 14, № 1 (53). С. 3–14. DOI: 10.53815/20726759_2022_14_1_3

14. Cross T.J.S. Glaciated ice icing and shedding in gas turbine compressors [Электронный ресурс] // Conference: Future Propulsion & Power CDT Innovation Day Showcase. 2022. DOI: 10.13140/RG.2.2.17004.64644 (дата обращения: 04.02.2024).

15. Амелюшкин И.А. Критерии подобия и особенности обледенения тел в потоках воздуха, содержащего переохлажденные капли // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. 54, № 3. С. 22–41.

16. Амелюшкин И.А., Миллер А.Б., Стасенко А.Л. Оценка периода шероховатости противообледенительных покрытий тела в потоке воздуха с переохлажденными каплями // Вестник МГОУ. Серия физика и математика. 2021. № 1. С. 54–63. DOI: 10.18384/2310-7251-2021-1-54-63

17. Морозов М.А. Расчет трубопроводных систем с учетом степени 128 гидрофобности внутренних поверхностей / М.А. Морозов, А.В. Волков, А.В. Рыженков, А.Г. Парыгин, М.В. Лукин, А.В. Наумов // Нефтяное хозяйство. 2016. № 4. С. 130–133.

18. Stone H.A., Stroock A.D., Ajdari A. Engineering flows in small devices // Annual Review of Fluid Mechanics. 2004. Vol. 36. Pp. 381–411.

19. Hartman M., Fricke M., Weimar L. et al. Breakup dynamics of capillary bridges on hydrofobic stripes [Электронный ресурс] // International Journal of Multiphase flow. 2023. Vol. 140. ID: 103582. DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2021.103582 (дата обращения: 04.02.2024).

20. Huang X., Tepylo N., Pommier-Budinger V. et al. A survey of icephobic coatings and their potential use in a hybrid coating/active ice protection system for aerospace applications // Progress in Aerospace Sciences. 2019. Vol. 105. Pp. 74–97. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.01.002

21. Niavarani-kheiri A. Molecular dynamics and continuum simulations of fluid flows with slip boundary conditions: Doctoral Thesis.

Michigan: Michigan State University, 2011. 155 p.

22. Marin A.G., Cerro D.A., Römer G.R.B.E. et al. Capillary droplets on Leidenfrost micro-ratchets [Электронный ресурс] // Physics of Fluids. 2012. Vol. 24, iss. 12. ID: 122001. DOI: 10.1063/1.4768813 (дата обращения: 04.02.2024).

23. Петров Ю.В. Введение в физику твердого тела: учеб. пособие для вузов. М.: МФТИ, 1999. 195 с.

24. Amelyushkin I.A., Stasenko A.L. Interaction of supercooled droplets and nonspherical ice crystals with a solid body in a mixed cloud // CEAS Aeronautics Journal. 2018. Vol. 9, no. 4. Pp. 711–720.

25. Somlyai-Sipos L., Baumli P. Wettability of metals by waters [Электронный ресурс] // Metals. 2022. Vol. 12, no. 8. ID: 1274. DOI: 10.3390/met12081274 (дата обращения: 04.02.2024).

26. Yihua C., Zhenlong W., Zhengyu X. Effects of rainfall on aircraft aerodynamics // Progress in Aerospace Sciences. 2014. Vol. 71. Pp. 85–127. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.07.003

References

1. Tsipenko, V.G., Shevyakov, V.I. (2019). Promotion of transport aircraft flight safety taking into account updated certification requirements for icing conditions. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 22, no. 3, pp. 45–56. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-45-56 (in Russian)

2. Andreev, G.T., Vasin, I.S. (2006). Investigation of icing influence on aerodynamic characteristics of civil aeroplanes to provide flight safety. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 97, pp. 62–65. (in Russian)

3. Messinger, B.L. (1953). Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed. *Aeronautical Sciences*, vol. 20, no. 1, pp. 29–42. DOI: 10.2514/8.2520

4. Tenishev, R.Kh., Stroganov, B.A., Savin, V.S., Kordinov, V.G., Teslenko, A.N., Leontyev, V.N. (1967). Aircraft de-icing systems. Fundamentals of design and testing

methods. Moscow: Mashinostroyeniye, 320 p. (in Russian)

5. Milyaev, K.E., Semenov, S.V., Balakirev, A.A. (2019). Ways of fight against frosting in the aviation engine methods of countering with icing in the aircraft engine. *Vestnik MNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, no. 59, pp. 5–19. DOI: 10.15593/2223-9982/2019.59.01 (in Russian)

6. Yamazaki, M., Jemcov, A., Sakaue, H.A. (2021). Review on the current status of icing physics and mitigation in aviation. *Aerospace*, vol. 8, issue 7. ID: 188. DOI: 10.3390/aerospace8070188 (accessed: 04.02.2024).

7. Boinovich, L.B., Emelyanenko, A.M., Khodan, A.N., Domantovskii, A.G., Miller, A.B., Potapov, Y.F. (2013). Antiicing performance of superhydrophobic coatings on aluminum and stainless steel. *Russian Chemical Bulletin*, no. 2, pp. 383–390. (in Russian)

8. Boinovich, L.B. (2013). Superhydrophobic coatings as a new class of polyfunctional materials. *Herald of the Russian Academy of Sciences*, vol. 83, no. 1, pp. 10–19. DOI: 10.1134/S1019331613010024 (in Russian)

9. Sverchkov, A.V., Orlov, O.P. (2018). Assessing the possibility of applying hydrophobic coatings to reduce hydrodynamic resistance of cargo carriers. *Transactions of the Krylov State Research Centre*, vol. 1 (383), pp. 43–59. DOI: 10.24937/2542-2324-2018-1-383-43-59 (in Russian)

10. Bazant, M.Z., Vinogradova, O.I. (2008). Tensorial hydrodynamic slip. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 613, no. 10, pp. 125–134. DOI: 10.1017/S002211200800356X

11. Whitesides, G.M. (2006). The origins and the future of microfluidics. *Nature*, vol. 442, pp. 368–373. DOI: 10.1038/nature05058

12. Park, H., Choi, C.H., Kim, C.J. (2021). Superhydrophobic drag reduction in turbulent flows: a critical review. *Experiments in Fluids*, vol. 62. ID: 229. DOI: 10.1007/s00348-021-03322-4 (accessed: 04.02.2024).

13. Nguyen, N.S. (2022). Selection of the location of the ice detector and the total pressure probe in icing conditions. *Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology*, vol. 14,

no. 1 (53), pp. 3–14. DOI: 10.53815/20726759_2022_14_1_3 (in Russian)

14. Cross, T.J.S. (2022). Glaciated ice icing and shedding in gas turbine compressors. In: *Conference: Future Propulsion & Power CDT Innovation Day Showcase*. DOI: 10.13140/RG.2.2.17004.64644 (accessed: 04.02.2024).

15. Amelyushkin, I.A. (2023). Similarity criteria and peculiarities of ice accretion on bodies in air flows containing supercooled droplets. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 54, no. 3, pp. 22–41. (in Russian)

16. Amelyushkin, I.A., Miller, A.B., Stassenko, A.L. (2021). Estimation of the roughness period of anti-ice body coatings in air flow with supercooled droplets. *Bulletin of Moscow Region State University. Series: Physics-Mathematics*, no. 1, pp. 54–63. DOI: 10.18384/2310-7251-2021-1-54-63 (in Russian)

17. Morozov, M.A., Volkov, A.V., Ryzhenkov, A.V., Parygin, A.G., Lukin, M.V., Naumov, A.V. (2016). Calculation of the pipeline systems according to the degree of hydrophobicity of internal surfaces. *Oil industry*, no. 4, pp. 130–133. (in Russian)

18. Stone, H.A., Stroock, A.D., Ajdari, A. (2004). Engineering flows in small devices. *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 36, pp. 381–411.

19. Hartman, M., Fricke, M., Weimar, L. et al. (2023). Breakup dynamics of capillary bridges on hydrophobic stripes. *International Journal of Multiphase flow*, vol. 140. ID: 103582. DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2021.103582 (accessed: 04.02.2024).

20. Huang, X., Tepylo, N., Pommier-Budinger, V. et al. (2019). A survey of icephobic coatings and their potential use in a hybrid coating/active ice protection system for aerospace applications. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 105, pp. 74–97. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.01.002

21. Niavarani-kheiri, A. (2011). Molecular dynamics and continuum simulations of fluid flows with slip boundary conditions: Doctoral Thesis. Michigan: Michigan State University, 155 p.

22. Marn, A.G., Cerro, D.A., Römer, G.R.B.E. et al. (2012). Capillary droplets on Leidenfrost

micro-ratchets. *Physics of Fluids*, vol. 24, issue 12. ID: 122001. DOI: 10.1063/1.4768813 (accessed: 04.02.2024).

23. Petrov, Yu.V. (1999). Introduction to solid state physics: Tutorial. Moscow: MFTI, 195 p. (in Russian)

24. Amelyushkin, I.A., Stasenko, A.L. (2018). Interaction of supercooled droplets and nonspherical ice crystals with a solid body in a mixed cloud. *CEAS Aeronautics Journal*, vol. 9, no. 4, pp. 711–720.

25. Somlyai-Sipos, L., Baumli, P. (2022). Wettability of metals by waters. *Metals*, vol. 12, no. 8. ID: 1274. DOI: 10.3390/met12081274 (accessed: 04.02.2024).

26. Yihua, C., Zhenlong, W., Zhengyu, X. (2014). Effects of rainfall on aircraft aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 71, pp. 85–127. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.07.003

Сведения об авторах

Амелюшкин Иван Алексеевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, и. о. нач. отдела аэрофизики многофазных течений, разреженных газов и плазмы ЦАГИ, программист МФТИ, Amelyushkin_Ivan@mail.ru.

Кривопалова Елена Викторовна, инженер ЦАГИ, shashlova08@mail.ru.

Кудров Максим Александрович, кандидат технических наук, доцент, директор Института аэромеханики и летательной техники, заведующий лабораторией информационных технологий и прикладной математики МФТИ, mkudrov@mail.ru.

Information about the authors

Ivan A. Amelyushkin, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher, Acting Head of the Department of Aerophysics of Multiphase Flows, Rarefied Gases and Plasma at TsAGI, Programmer at MIPT, Amelyushkin_Ivan@mail.ru.

Elena V. Krivopalova, Engineer of TsAGI, shashlova08@mail.ru.

Maxim A. Kudrov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Director of the Institute of Aeromechanics and Flight Engineering, Head of the Laboratory of Information Technology and Applied Mathematics at MIPT, mkudrov@mail.ru.

Поступила в редакцию	13.04.2024	Received	13.04.2024
Одобрена после рецензирования	24.07.2024	Approved after reviewing	24.07.2024
Принята в печать	26.09.2024	Accepted for publication	26.09.2024

УДК 621.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-24-33

Mathematical model of the process for diagnosing defects in aircraft structure elements made of composite materials

I.A. Davydov¹

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

Abstract: The scientific article is the result of a study aimed at creating a mathematical model for diagnosing defects in aircraft structural elements made of composite materials. Its feature is an innovative approach to assessing the probability of defects and their characteristics, based on the analysis of the material properties and technical parameters of the structure. The developed model combines methods of statistics, mathematical modeling and data analysis, which provides more accurate and reliable results. The findings obtained from the study may be of great value in improving diagnostic and quality control methods in aircraft manufacturing and operation. This in turn helps to improve the safety and reliability of aircraft, which is one of the main priorities of the aviation industry. The use of mathematical modeling can significantly increase the efficiency of diagnostics and quality control, which in turn has a positive effect on the technical operation of aircraft as a whole. Comprehensive analysis of defects in aircraft composite structures is effective in improving detection accuracy and optimizing maintenance. In modern aviation, where safety and reliability are crucial, the use of mathematical modeling provides the opportunity not only to identify defects, but also to predict their further development, providing preventative measures. This approach also improves aircraft productivity by reducing maintenance and repair time, which can ultimately increase airline revenues. Standardization of diagnostic processes and the introduction of new technologies in the field of defect detection represent important directions for future research. However, it is also necessary to consider the cost-effectiveness and practical applicability of the developed models and methods.

Key words: composite materials, aviation, defect diagnosis, operation of air transport, maintenance, mathematical model.

For citation: Davydov, I.A. (2024). Mathematical model of the process for diagnosing defects in aircraft structure elements made of composite materials. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 24–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-24-33

Математическая модель процесса диагностирования дефектов элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов

И.А. Давыдов¹

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

Аннотация. Научная статья является результатом исследования, направленного на создание математической модели для диагностики дефектов элементов конструкции воздушных судов, изготовленных из композиционных материалов. Исследование отличается новаторским подходом к оценке вероятности возникновения дефектов и их характеристик на основе анализа материальных свойств и технических параметров конструкции. Разработанная модель объединяет в себе методы статистики, математического моделирования и анализа данных, что позволяет получить более точные и надежные результаты. Полученные в ходе исследования выводы могут быть весьма ценными для улучшения методов диагностики и контроля качества в процессе производства и эксплуатации воздушных судов. Повышение уровня безопасности и надежности воздушных судов является одним из главных приоритетов авиационной отрасли, и разработанная математическая модель способствует достижению этой цели. Применение математического моделирования может значительно повысить эффективность диагностики и контроля качества, что в свою очередь

положительно влияет на техническую эксплуатацию авиационной техники в целом. Обсуждаются методы анализа и моделирования, направленные на обнаружение и классификацию дефектов, а также их влияние на безопасность и надежность воздушных судов. Рассматриваются современные подходы к контролю качества и техническому обслуживанию, а также предлагаются рекомендации по улучшению процессов диагностики и превентивного обслуживания воздушных судов для обеспечения их безопасной эксплуатации. Стандартизация процессов диагностики и внедрение новых технологий с целью обнаружения дефектов важны для дальнейших исследований. Однако необходимо также учитывать факторы, влияющие на экономическую эффективность и практическую применимость разработанных моделей и методов.

Ключевые слова: композиционные материалы, авиация, диагностирование дефектов, эксплуатация воздушного транспорта, техническое обслуживание, математическая модель.

Для цитирования: Давыдов И.А. Математическая модель процесса диагностирования дефектов элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 24–33. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-24-33

Introduction

Nowadays composite materials play the key role in lightweight, sustainable and efficient aircraft structures [1]. Nevertheless, the crucial aspect of their application is the high level of safety and technical reliability provision. Diagnosis of composite structural element defects is of particular importance in these terms. The given article focuses on mathematical model development of the defect analysis [2, 3].

The purpose of the given paper is to make a universal tool, able to predict defect occurrence probability and to estimate their characteristics basing on the technical parameters of the structure and its material properties. The new approach, based on statistics, mathematical modeling and data analysis methods complex application is proposed to achieve the goal.

The research results are expected to have a significant impact on diagnosis and quality control methods in aircraft structure and operation. Aircraft reliability and safety increase is an important problem, and efficient defect diagnosis tools development will contribute to meet the purpose.

Research methods

One faces several problems (fig. 1) during composite material defect diagnosis. Defect invisibility or insignificant impact on aircraft outward, including inner defects, for instance, blisters and delimitations are the main detection

complications. Besides that, material inhomogeneity makes it difficult to detect exactly defect distribution and impact on structure sustainability and reliability.

Diagnosis methods, such as visual inspection, ultrasonic control, X-ray, are limited, which also affects defect detection efficiency due to composite material features. Expensive equipment and necessity of process and its record standardization make the diagnosis more complicated and costly. Thus, the efficient composite material defect diagnosis requires the development of new approaches, methods and models, and wider industry standards adoption.

It is necessary to describe a mathematical model considering the complex approach for aircraft composite material defect detection.

Research results

Complex approach for defect detection can be described with mathematical modelling including diverse methods, as there is a defect detection function $F_j(D_i)$ for each of them, determining detection veracity E_i using the given method [4–8].

Then defect detection veracity in aircraft S area can be determined as a sum of veracities using every method, considering their weight or efficiency:

$$P(D_s) = \sum_{j=1}^m w_j \cdot F_j(D_i), \quad (1)$$

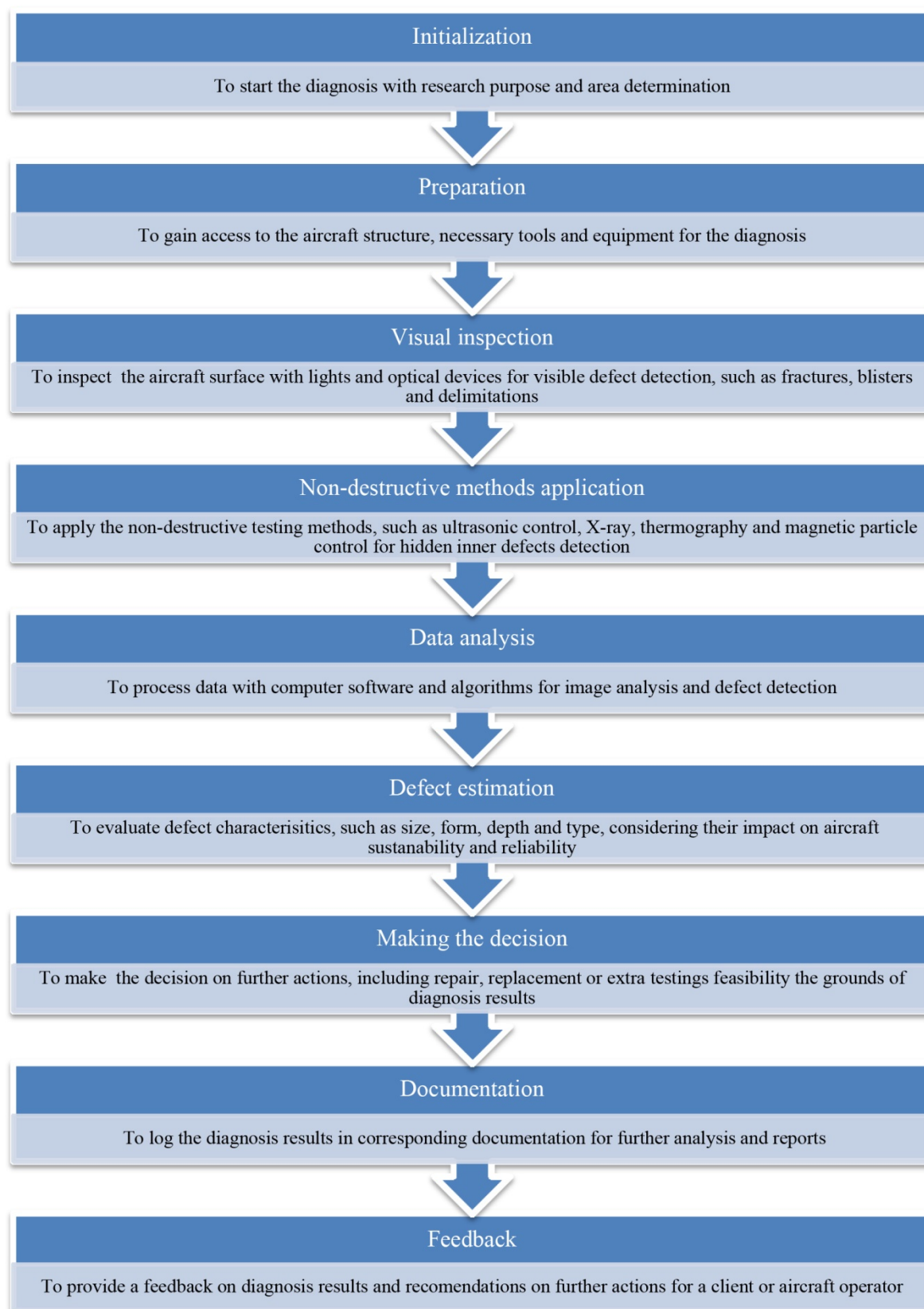


Fig. 1. Algorithm for a general approach to the process of diagnosing defects in composite aircraft structures

where m – diagnosis methods quantity, w_j – j^{th} diagnosis method weight or efficiency. Thus, the given model considers the diagnosis complexity, allowing to estimate defect detection in aircraft area using its different methods. Model practical relevance is its ability to consider different diagnosis methods (visual inspection, ultrasonic control, X-ray, etc.), and to estimate defect detection veracity with each of them. It is possible to enhance detection processes for defects harder to identify visually. Detection veracity is determined by $F_j(D_i)$ detection function which integrates all the methods data. This function allows to run a complex analysis and increase diagnosis accuracy.

It is necessary to implement a range of indicators for aircraft composite material defects detection mathematical modelling based on certain elements defect veracity statistics. Let there be an aircraft made of composite elements, marked as E_i , where i – is the element index. Let D_i be the E_i defect parameter vector, which may include such characteristics, as defect size, form, depth and type.

Then it is possible to determine $P(D_i)$ veracity of both defect occurrence and absence basing on statistics.

With all the elements, defect detection veracity in certain aircraft area is a multiplication of all the defect veracities in this area.

Thus, the mathematical model may be recorded as

$$P(D_i) = 1 - \prod_{i=1}^n \overline{P(D_i)}, \quad (2)$$

where n – is a number of elements in S area.

The model allows to estimate defect occurrence veracity in certain aircraft areas basing on certain element defect veracity statistics, considering the aircraft features and parameters. This allows to predict defect veracity and implement preventive measures.

Mathematical model based on finite elements method for aircraft composite material structure defect detection:

Let u be the nodal displacements vector, f – external forces vector, K – stiffness matrix, d – defect vector, r – reaction vector.

Then element dynamic linear equation can be written as

$$Ku - f - d = r, \quad (3)$$

where Ku is the inner nodal forces sum, r is vector of reactions, compensating external effects.

The solution of individual equations for finite elements, their further integration in terms of the whole aircraft allows to estimate voltage, deformation and reaction distribution, which provides the opportunity of defect detection and analysis and aircraft elements technical condition [7–10].

Application of fuzzy sets in a mathematical algorithm for defect diagnosis in composite aircraft structures [11, 12]. Let us assume that each step of the algorithm (see Figure 1) is represented by a fuzzy set, where W is the ordinal number of the step. This fuzzy set can be described by the membership function $F_{w_i}(x)$, which characterizes the degree of membership of an element x to the set W_i . Let x denote the vector of data or parameters obtained at a given step of the diagnosis [12–15]. At each step i of the algorithm, where $i = 1, 2, \dots, n$, we can estimate the degree of membership of each element x to the set K_i using the membership function $F_{w_i}(x)$. This approach takes into account the uncertainty and various aspects of information at each step of the diagnostic process. Further, for each step of the diagnostic process, a weighting coefficient K_i can be determined, which reflects its importance or weight in the overall diagnostic process. Weighting coefficients are established expertly and calculated on the basis of statistical data. To combine the outputs of different phases of an algorithm using fuzzy sets and weighting factors, it is possible to use aggregation operations such as the arithmetic mean or weighted mean [16, 17]. For example, to estimate the overall degree of membership of an element x in a set of defects [18], we can apply the following equation:

$$F_{defect}(x) = \sum_{i=1}^n K_i \cdot F_{w_i}(x). \quad (4)$$

Therefore, we can combine the results of all diagnosis stages, taking into account their

Table 1

Weighting coefficient based on expert assessments and statistical data from Rossiya Airlines

Diagnosis data	Weighting coefficient 1	Weighting coefficient 2	Weighting coefficient 3	Weighting coefficient 4	Weighting coefficient 5	Weighting coefficient 6	Weighting coefficient 7
Initialization	0.12	0.15	0.18	0.1	0.14	0.1	0.11
Preparation	0.1	0.17	0.12	0.15	0.11	0.14	0.21
Visual inspection	0.25	0.21	0.18	0.27	0.23	0.22	0.19
Non-destructive testing	0.18	0.2	0.22	0.19	0.16	0.21	0.25
Data analysis	0.15	0.14	0.16	0.12	0.19	0.17	0.15
Defect estimation	0.1	0.11	0.13	0.11	0.1	0.13	0.1
Making a decision	0.1	0.08	0.1	0.07	0.1	0.08	0.1
Documentation	0.1	0.14	0.11	0.09	0.08	0.15	0.08

weighting factors, to calculate the overall degree of element belonging [19]. The weighting factors (see Table 1) are determined based on the analysis of statistical data collected during the diagnostics of aircraft at Rossiya Airlines. The determination of the weighting factors includes expert assessments, where specialists evaluate the importance of each diagnostic stage based on their experience and knowledge. The use of statistical analysis methods allows us to objectively determine the weighting factors, taking into account the frequency and importance of defect detection at each diagnostic stage.

During the scientific research, data on the importance of each diagnosis stage, such as the number of detected defects, frequency of method use, accuracy of the method, and costs of its implementation was collected. Expert assessments of the importance of each diagnosis stage were obtained. Basing on the collected data and expert assessments, each stage was assigned with S_j significance criteria. The significance assessments were transformed into weighting coefficients W_j with normalization:

$$w_j = \frac{S_j}{\sum_{k=1}^m S_k}, \quad (5)$$

where S_j is the significance score for each j^{th} diagnostic step, m is the total number of diagnostic steps. These weighting factors w_j are then used in the overall defect detection probability function. This approach allows for an objective assessment of the contribution of each diagnostic method and optimization of diagnostic and maintenance processes.

The study of the table of weighting factors for each stage of aircraft composite structure defect diagnostics reveals several important aspects [20–23]. The visual inspection and non-destructive testing stages acquire the highest weight, which emphasizes their importance in the overall diagnostics process. Significant weighting factors for the visual inspection and non-destructive testing stages (the average value for all weighting factors is 0.22 and 0.2, respectively) indicate the key importance of these stages in defect detection and assessment. The data analysis and defect evaluation stages are also significant, as evidenced by their weighting factors (average value) of 0.15 and 0.11, respectively, emphasizing the importance of thorough information analysis and objective defect assessment. The preparation and documentation stages have lower, but still significant weighting factors

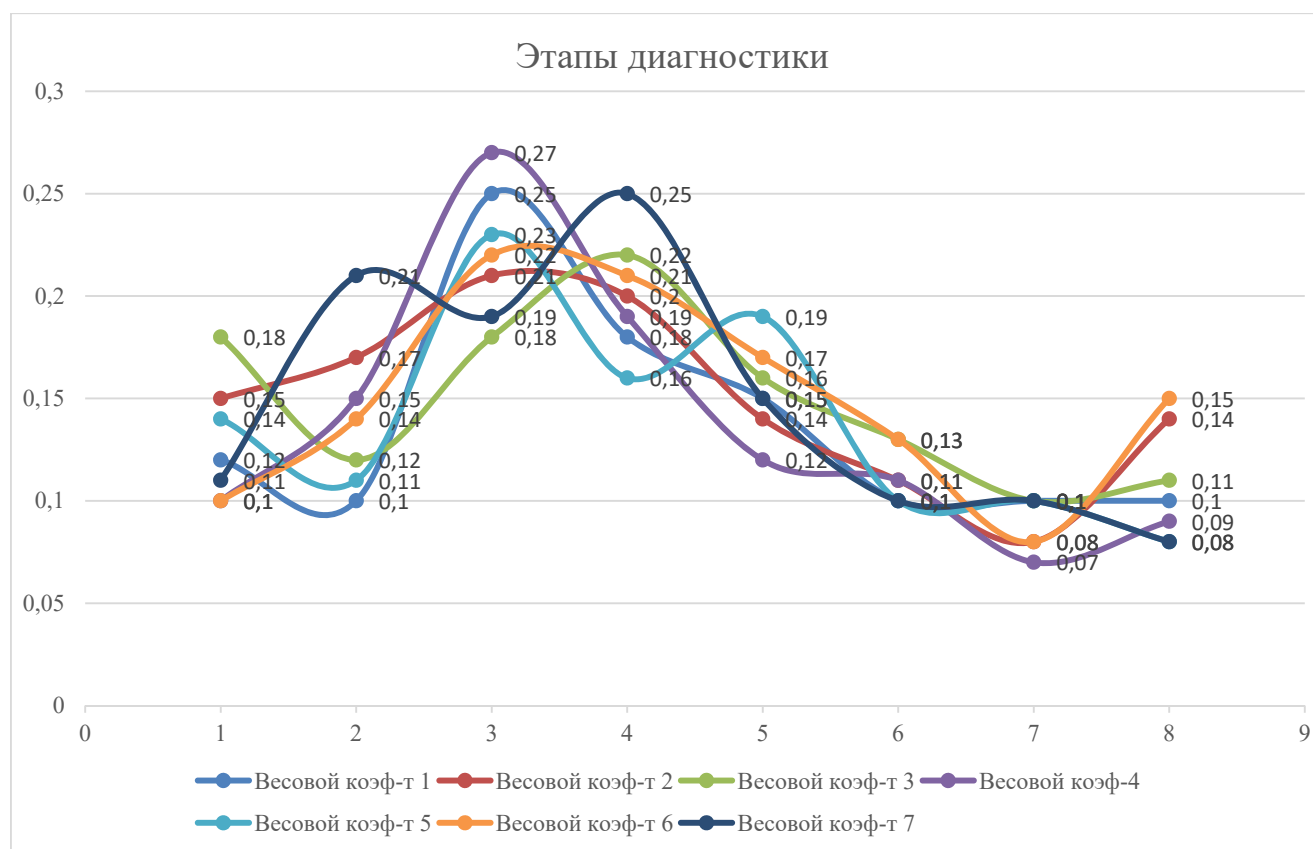


Fig. 2. Diagram of diagnostic stages with a weighting coefficient based on statistical data from Rossiya Airlines

(the average value is 0.14 and 0.11, respectively), which confirms their importance for organizing and documenting the diagnostics process. This analysis (see Figure 2) confirms the need for a global approach to the diagnostics of defects in aircraft composite structures in order to ensure their safety and reliability.

In this case, each stage has its own weighting factor in relation to various aspects that can be taken into account when diagnosing defects in composite structures of aircraft. This table helps to take into account various factors and their importance at each stage of the diagnostic process. The use of an integrated approach and mathematical modeling in detecting defects in composite structures brings significant economic benefits. This method ensures more precise and effective detection of defects, which reduces the likelihood of incidents and reduces the need for expensive repair measures. When using an integrated approach, prompt detection of defects at early stages and preliminary planning of repair

work can reduce downtime and reduce fleet maintenance costs. This helps to improve flight safety and reduce operating costs of airlines, which ultimately increases the overall economic efficiency of air transport. The following equation can be used to assess the economic efficiency of an integrated approach to diagnostics:

$$EE = \sum_{i=1}^n K_i \cdot E_i, \quad (6)$$

where EE is the economic efficiency, n is the number of diagnostic methods, K_i is the weighting coefficient for the i^{th} method, E_i is the efficiency indicator for the i^{th} method.

Naturally, the combined approach to detecting defects in composite structures of aircraft not only improves the accuracy of defect detection, but also helps to optimize the costs of maintenance and repair work. This is crucial in the current aviation industry, where safety and reliability are put in the first place. Mathematical modelling makes it possible not only to detect defects

more efficiently, but also to predict their development, which allows for preventive measures to prevent emergency situations. This method also helps to increase the efficiency of aircraft by reducing the time required for maintenance and repair, which can ultimately lead to an increase in airline profits.

Conclusion

Aircraft composite material defect detection mathematical model is a significant progress in aircraft safety and reliability improvement. Complex approach, which includes different diagnosis methods, increases the defect detection precision and efficiency, and eventually decreases emergency occurrence. The conclusions may become a ground for more efficient aircraft quality and operation control strategies, which as a result will provide greater level of aviation safety. Diagnosis process standardization and new defect detection technology implementation are the further research key objectives. Nevertheless, it is also necessary to take into consideration the factors, affecting the given model and methods efficiency and implementation. In general, aircraft composite material defect detection mathematical model development provides aircraft safety together with operation and maintenance enhancing prospects.

References

1. Gamzaev, V.R., Davydov, I.A., Ivanov, D.A., Petrova, T.V., Davydov, I.A. (2020). Analysis of maintenance of composite materials on the Boeing-787 aircraft (Dreamliner), introduction of the concept “quick repair of the composite (QCR)” and step-by-step implementation of it. *Vestnik SPbGU GA*, no. 4 (29), pp. 121–136 (in Russian)
2. Davydov, I.A. (2022). Improving the reliability of a visual inspection of damaged aircraft structural components made of composite materials. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 4, pp. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55 (in Russian)
3. Davydov, I.A. (2022). Analysis of the effect of the surface color of aircraft structural elements made of composite materials on the reliability of visual inspection. *Vestnik SPbGU GA*, no. 2 (35), pp. 102–116. (in Russian)
4. Koval, A.P., Bobarika, I.O. (2024). Elements of the optimizing algorithm for the vacuum infusion technological process in the manufacture of large-sized products made of polymer composite materials. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii. Aviatcionnaya Tekhnika*, no. 1, pp. 192–196. (in Russian)
5. Nurgaleev, A. (2014). Rolls-Royce begins testing composite-titanium fan blades. *Business aviation portal. (ATO)*. Available at: <http://www.ato.ru/content/rolls-royce-nachala-ispytaniya-kompozitno-titanovyh-lopatok-ventilyatora> (accessed: 07.11.2023). (in Russian)
6. Palkin, V.A., Solonin, V.I., Skibin, V.A. (2010). Works of leading aircraft engine manufacturing companies to ensure the creation of perspective aircraft engines (analytical review), in Skibin V.A., Solonin V.I. (Ed.). Moscow: TsIAM, 678 p. (in Russian)
7. Davydov, I.A., Petrova, T.V., Davydov, I.A. (2021). Impact tests on carbon fiber samples and analysis of the reliability of visual inspection of composite aircraft structures. *Vestnik SPbGU GA*, no. 3 (32), pp. 86–98.
8. Norris, G. (2013). HondaJet engine wins certification. *Aviation Week & Space Technology*, vol. 175, p. 50.
9. Jansson, N.E., Lutz, A., Wolfahrt, M., Sjunnesson, A. (2008). Testing and analysis of a highly loaded composite flange. In: *13th European Conference on Composite Materials (ECCM13)*. Sweden, Stockholm. Available at: <http://extra.ivf.se-leccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (accessed: 26.11.2023).
10. Koff, B.L. (2004). Gas turbine technology evolution: a designer's perspective. *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, no. 4, pp. 577–595. DOI: 10.2514/1.4361
11. Stilin, N.D. (2013). Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent US no. 2013/0052004 A1, Date publ. February 28, 7 p.

12. Raskutin, A.E. (2017). Russian polymer composite materials of new generation, their exploitation and implementation in advanced developed constructions. *Aviation materials and technologies*, no. S, pp. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367 (in Russian)

13. Raskutin, A.E. (2007). Heat-resistant carbon fiber reinforced plastics for aircraft structures operating at temperatures up to 400 °C: Cand. tech. Sc. Thesis. Moscow, 166 p. (in Russian)

14. Semin, M.I., Strelyaev, D.V. (1996). Strength and durability calculations of composite structural elements. Moscow: LATMES, 103 p. (in Russian)

15. Startsev, V.O. (2018). Climate resistance of polymer composite materials and protective coatings in moderately warm climates: D. Tech. Sc Thesis. Moscow: VIAM, 308 p. (in Russian)

16. Startsev, O.V., Sortyyakov, E.D., Isupov, V.V. et al. (1997). Acoustic spectroscopy of polymer composite materials exposed in outer space. In: *Eksperimentalnyye metody v fizike strukturno-neodnorodnykh sred: trudy Vserossiyskoy nauchno-tehnicheskoy konferentsii*. Barnaul: Izdatelstvo AGU, pp. 32–39. (in Russian)

17. Startsev, V.O., Lebedev, M.P., Frolov, A.S. (2018). Measuring surface topography in the study of aging and corrosion of materials. 1. Russian and foreign standards. *All Materials. Encyclopaedic Reference Manual*, no. 6, pp. 32–38. (in Russian)

18. Tarnapolsky, Yu.M., Kintsis, T.Ya. (1981). Methods of static testing of reinforced plastics. 3rd ed. Moscow: Khimiya, 272 p. (in Russian)

19. Abdallah, E.A., Bouvet, C., Rivalant, S., Broll, B., Barrau, J. (2009). Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates. *Composites Science and Technology*, vol. 69, issue 7-8, pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029

20. Davies, G.A.O., Zhang, X. (2019). Impact damage prediction in carbon composite structures. *International Journal of Impact Engi-*

neering, vol. 16, issue 1, pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

21. Kingdom, F.A. (2008). Perceiving light versus material. *Vision research*, vol. 48, issue 20, pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

22. Mitrevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R.S., Jones, R. (2006). Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes. *Composite Structures*, vol. 76, issue 3, pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

23. Psymouli, A., Harris, D., Irving, P. (2005). The inspection of composite aircraft structures: A signal detection approach. *Human Factors and Aerospace Safety*, vol. 5, no. 2, pp. 89–106.

Список литературы

1. Гамзаев В.Р. Анализ надежности визуального осмотра композиционных конструкций самолетов и пошаговая его реализация / В.Р. Гамзаев, И.А. Давыдов, Д.А. Иванов, Т.В. Петрова, И.А. Давыдов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2020. № 4 (29). С. 121–136.

2. Давыдов И.А. Повышение достоверности визуального контроля поврежденных элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 44–55. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-44-55

3. Давыдов И.А. Анализ влияния цвета поверхности элементов конструкции воздушных судов, выполненных из композиционных материалов, на надежность визуального контроля // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2022. № 2 (35). С. 102–116.

4. Коваль А.П., Бобарика И.О. Элементы алгоритма оптимизации технологического процесса вакуумной инфузии при изготовлении крупногабаритных изделий из полимерных композиционных материалов //

Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 192–196.

5. Нургалеев А. Rolls-Royce начала испытания композитно-титановых лопаток вентилятора [Электронный ресурс] // Деловой авиационный портал. (АТО). 2014. URL: <http://www.ato.ru/content/rolls-royce-nachala-ispytaniya-kompozitno-titanovyh-lopatok-ventilyatora> (дата обращения: 07.11.2023).

6. Палкин В.А., Солонин В.И., Скибин В.А. Работы ведущих авиадвигательностроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солониной. М.: ЦИАМ, 2010. 678 с.

7. Давыдов И.А., Петрова Т.В., Давыдов И.А. Ударные испытания на образцах из углепластика и анализ надежности визуального осмотра композиционных конструкций самолетов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2021. № 3 (32). С. 86–98.

8. Norris G. HondaJet engine wins certification // Aviation Week & Space Technology. 2013. Vol. 175. P. 50.

9. Jansson N.E. Testing and analysis of a highly loaded composite flange / N.E. Jansson, A. Lutz, M. Wolfahrt, A. Sjunnesson [Электронный ресурс] // 13th European Conference on Composite Materials (ECCM13). Sweden, Stockholm, 2008. URL: <http://extra.ivf.se-leccm13-programme/abstracts/2620.pdf> (дата обращения: 26.11.2023).

10. Koff B.L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective // Journal of Propulsion and Power. 2004. Vol. 20, no. 4. Pp. 577–595. DOI: 10.2514/1.4361

11. Stilin N.D. Structural composite fan exit guide vane for a turbomachine. Patent US no. 2013/0052004 A1: опублик. 28.02.2013. 7 р.

12. Раскутин А.Е. Российские полимерные композиционные материалы нового поколения, их освоение и внедрение в перспективных разрабатываемых конструкциях // Авиационные материалы и технологии. 2017. № S. С. 349–367. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-349-367

13. Раскутин А.Е. Термостойкие углепластики для конструкций авиационной техники, эксплуатирующихся при температурах до 400 °С: дис. ... канд. техн. наук. М., 2007. 166 с.

14. Семин М.И., Стреляев Д.В. Расчеты соединений элементов конструкций из КМ на прочность и долговечность. М.: ЛАТМЭС, 1996. 103 с.

15. Старцев В.О. Климатическая стойкость полимерных композиционных материалов и защитных покрытий в умеренно теплом климате: дис. ... докт. техн. наук. М.: ВИАМ, 2018. 308 с.

16. Старцев О.В., Сортыяков Е.Д., Исапов В.В. и др. Акустическая спектроскопия полимерных композитных материалов, экспонированных в открытом космосе // Экспериментальные методы в физике структурно-неоднородных сред: труды Всероссийской научно-технической конференции. Барнаул, 12–14 сентября 1996 г. Барнаул: Изд-во АГУ, 1997. С. 32–39.

17. Старцев В.О., Лебедев М.П., Фролов А.С. Измерение показателей рельефа поверхности при изучении старения и коррозии материалов. 1. Российские и зарубежные стандарты // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2018. № 6. С. 32–38.

18. Тарнапольский Ю.М., Кинцис Т.Я. Методы статических испытаний армированных пластиков. 3-е изд. М.: Химия, 1981. 272 с.

19. Abdallah E.A. Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates / E.A. Abdallah, C. Bouvet, S. Rivallant, B. Broll, J. Barrau // Composites Science and Technology. 2009. Vol. 69, iss. 7-8. Pp. 1238–1245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.02.029

20. Davies G.A.O., Zhang X. Impact damage prediction in carbon composite structures // International Journal of Impact Engineering. 1995. Vol. 16, iss. 1. Pp. 149–170. DOI: 10.1016/0734-743X(94)00039-Y

21. Kingdom F.A. Perceiving light versus material // Vision research. 2008. Vol. 48, iss. 20. Pp. 2090–2105. DOI: 10.1016/j.visres.2008.03.020

22. **Mitrevski T.** Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes / T. Mitrevski, I.H. Marshall, R.S. Thomson, R. Jones // Composite Structures. 2006. Vol. 76, iss. 3. Pp. 209–217. DOI: 10.1016/j.compstruct.2006.06.033

23. **Psymouli A., Harris D., Irving P.** The inspection of composite aircraft structures: A signal detection approach // Human Factors and Aerospace Safety. 2005. Vol. 5, no. 2. Pp. 89–106.

Information about the author

Iskandar A. Davydov, Senior Lecturer of the Department of Aviation Engineering and Diagnostics, St. Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation A.A. Novikov, iskander_bek@mail.ru.

Сведения об авторе

Давыдов Искандар Ахтамович, старший преподаватель кафедры № 24 авиационной техники и диагностики, ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова», iskander_bek@mail.ru.

Поступила в редакцию	26.04.2024	Received	26.04.2024
Одобрена после рецензирования	11.07.2024	Approved after reviewing	11.07.2024
Принята в печать	26.09.2024	Accepted for publication	26.09.2024

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 004.942
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-34-50

Оценка точности управления тяжелым самолетом с учетом функционирования индикатора на лобовом стекле и рулевых приводов системы управления

А.А. Мальченко¹, П.С. Костин¹, Я.Г. Хатунцев¹

¹Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Аннотация: Статья посвящена вопросу оценки пилотажных характеристик самолета с учетом различных факторов, особым образом влияющих на процесс управления. В статье представлены результаты работы по созданию моделей цифрового индикатора на лобовом стекле и контура питания гидравлической системы и потребителей в продольном канале управления самолетом для проведения оценки их влияния на точность пилотирования при движении самолета по заданной траектории полета при заходе на посадку. Представлены особенности процесса разработки элементов индикатора на лобовом стекле, а именно индикаторов директорного кольца и вектора скорости, их закон управления при движении самолета по заданной траектории. Описана реализация воздействия шарнирного момента на рулевые приводы в модели гидравлической системы самолета при отклонении консолей стабилизатора от нейтрального положения. Представлен принцип интеграции Simulink-модели гидравлической системы и flash-модели индикатора на лобовом стекле с моделью пространственного движения тяжелого самолета. Представлены результаты полунатурного моделирования на пилотажном стенде, на основе которых рассчитаны значения отклонений от заданной траектории полета при выполнении разворота по кругу, определен режим, при котором шарнирный момент ограничивает угол отклонения консолей стабилизатора. Сделан вывод о целесообразности создания и использования экспериментальной базы для обеспечения исследований в области оценки влияния перспективных источников информации, обеспечивающих вывод летной информации экипажу в плохих метеоусловиях, и работы гидравлической системы на пилотажные характеристики самолета и управляющие действия летчика на различных режимах полета самолета.

Ключевые слова: гидравлическая система, цифровая модель, индикатор на лобовом стекле, пилотажные характеристики, разворот по кругу, модель пространственного движения, продольный канал управления.

Для цитирования: Мальченко А.А., Костин П.С., Хатунцев Я.Г. Оценка точности управления тяжелым самолетом с учетом функционирования индикатора на лобовом стекле и рулевых приводов системы управления // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 34–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-34-50

Assessment of the accuracy of heavy aircraft control, taking into account the functioning of the indicator on the windshield and flight control actuators

A.A. Malchenko¹, P.S. Kostin¹, Y.G. Khatuntsev¹

¹*Russian Air Force Military Educational and Scientific Center, Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia*

Abstract: The article is devoted to the issue of evaluating the piloting performance of an aircraft, taking into account various factors that have a special effect on the control process. The article presents the results of work on the creation of models of a digital indicator on the windshield and the power circuit of the hydraulic system and consumers in the longitudinal control channel of the aircraft for conducting research in the field of assessing their impact on piloting accuracy when the aircraft moves along an assigned flight path during landing. The features of the process of developing the elements of the indicator on the windshield, namely the indicators of the director ring and the velocity vector, their control law when the aircraft moves along an assigned flight path are presented. The implementation of the effect of the hinge moment on the steering actuators in the model of the hydraulic system of the aircraft when the stabilizer consoles deviate from a neutral angular position is described. The principle of integration of a Simulink model of a hydraulic system and a flash model of a windshield indicator with a model of spatial motion of a heavy aircraft is presented. The results of semi-natural simulation on a flight simulator are presented, on the basis of which the values of deviations from a given flight path are calculated when performing a turn in a circle, the mode in which the hinge moment limits the angle of deviation of the stabilizer consoles is determined. It is concluded that it is advisable to create and use an experimental base to provide research in the field of assessing the impact of promising information sources that provide flight information to the crew in poor weather conditions, and the operation of the hydraulic system on the aircraft piloting performance and the pilot's control actions in various flight modes of the aircraft.

Key words: hydraulic system, digital model, windshield indicator, piloting performance, circle turn, spatial motion model, longitudinal control channel.

For citation: Malchenko, A.A., Kostin, P.S., Khatuntsev, Y.G. (2024). Assessment of the accuracy of heavy aircraft control, taking into account the functioning of the indicator on the windshield and flight control actuators. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 34–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-34-50

Введение

Одним из важнейших этапов полета является заход на посадку, при этом экипажу (летчику-оператору) необходимо точно поддерживать заданную вертикальную скорость, приборную скорость и высоту полета, особенно в сложных метеоусловиях. На современном этапе науки и техники есть возможность в контур управления самолетом устанавливать жидкокристаллические мониторы, являющиеся частью информационного поля кабины и предназначенные для вывода в удобном формате необходимой полетной информации летчику-оператору в процессе пилотирования самолета. На некоторых пассажирских самолетах (Boeing 787, Airbus 320, MC-21) для улучшения качества пилотирования в ручном режиме применяется индикатор на лобовом стекле (ИЛС) (рис. 1). ИЛС поз-

воляет концентрировать актуальную информацию перед глазами пилота поверх окружающей обстановки за бортом, тем самым улучшает контроль за параметрами, необходимыми при выполнении наиболее ответственных этапов полета, а также обеспечивает безопасное выполнение взлета и посадки в условиях плохой видимости. Вынесение всей необходимой информации с приборной доски на уровень глаз пилота снижает его утомляемость, позволяет упростить процесс управления и сократить время реакции летчика на ту или иную полетную ситуацию.

Практика применения неманевренных самолетов большой размерности для решения большого спектра задач, в том числе и при решении специальных задач, показала, что на самолете в определенных ситуациях возможно появление отказов, включая связанные с внешним воздействием (попадание птиц, погодные условиями и др.). В частности, одним



Рис. 1. Индикатор на лобовом стекле самолета Boeing 787
Fig. 1. The indicator on the windshield of the Boeing 787

из самых неблагоприятных отказов с точки зрения безопасности полета при заходе на посадку считается повреждение элементов проводки системы управления, гидравлической системы или рулевых поверхностей.

Учитывая, что современный неманевренный самолет большой размерности, оснащаемый турбореактивными двигателями, является сложной технической системой и испытания таких систем являются трудоемкой и экономически затратной задачей (затраты на полет тяжелого самолета с турбореактивными двигателями оцениваются в десятки миллионов рублей), целесообразно испытания проводить с использованием современных достижений науки и техники, в частности с использованием цифровых вычислителей, на основе которых разрабатываются пилотажные стенды, позволяющие моделировать работу большого числа систем самолета.

Важной с точки зрения нормального функционирования большого количества систем самолета (шасси, механизации, системы управления) является гидравлическая система (ГС), повреждение которой может привести к значительному ухудшению точности пилотирования самолета или к потере управления им, что влечет за собой не только срыв

полетного задания, но и авиационное происшествие.

Таким образом, работа по оценке точности управления тяжелым сверхзвуковым пассажирским самолетом с турбореактивными двигателями с учетом функционирования индикатора на лобовом стекле и рулевых приводов системы управления, работу которых обеспечивает гидравлическая система самолета, является актуальной. Целью работы является повышение точности пилотирования самолета при движении по заданной траектории на различных режимах полета. Для достижения цели исследования необходима разработка модели гидравлической системы самолета с такими элементами контура потребителей, как рулевые приводы, и цифровой модели ИЛС и их интеграции с моделью пространственного движения самолета.

В качестве объекта исследования был выбран сверхзвуковой самолет Ту-22, который по массовым и инерционным характеристикам в первом приближении может быть взят как прототип перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС), работы над которым в нашей стране ведутся научным центром «Сверхзвук». Учитывая, что в итоге отличия СПС от самолета, взятого за прото-

тип, будут весьма значительны, следует отметить, что в данной работе представлены возможные подходы к исследованию динамики пространственного движения самолета соответствующей размерности и категории.

Основная часть

В основе математической модели пространственного движения самолета лежит система дифференциальных уравнений (1)–(3), позволяющая определять кинематические параметры линейного перемещения, вращательного движения, углы Эйлера и другие кинематические параметры [1].

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dt} &= \omega_z V_y - \omega_y V_z + \frac{1}{m} [R_x - mg \sin \vartheta], \\ \frac{dV_y}{dt} &= \omega_x V_z - \omega_z V_x + \frac{1}{m} [R_y - mg \cos \vartheta], \\ \frac{dV_z}{dt} &= \omega_y V_x - \omega_x V_y + \frac{R_z}{m},\end{aligned}\quad (1)$$

где V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости относительно осей ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат;

t – время моделирования;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – составляющие угловой скорости летательного аппарата (ЛА) по осям ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат;

m – масса ЛА;

R_x, R_y, R_z – составляющие результирующей силы по осям ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат;

g – ускорение свободного падения;

ϑ – угол тангажа.

$$\begin{aligned}\frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{M_x - (I_z - I_y)\omega_z\omega_y}{I_x}, \\ \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{M_y - (I_x - I_z)\omega_z\omega_x}{I_y}, \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y}{I_z},\end{aligned}\quad (2)$$

где M_x, M_y, M_z – составляющие аэродинамического момента на оси ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат,

I_x, I_y, I_z – моменты инерции ЛА относительно соответствующих осей.

$$\begin{aligned}\frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma + \omega_z \sin \gamma), \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta},\end{aligned}\quad (3)$$

где ϑ, γ, ψ – углы тангажа, крена и рыскания соответственно.

Реализация системы дифференциальных уравнений в программном продукте Matlab&Simulink на основе массовых, аэродинамических, геометрических и инерционных характеристик, близких самолету Ту-22, позволяет рассчитывать, в процессе моделирования, такие параметры, как значение углов Эйлера, координаты самолета, скорость полета самолета, углы атаки и скольжения и другие параметры.

Подробное описание модели пространственного движения самолета представлено в соответствующих публикациях [2]. В настоящей работе решается задача разработки моделей ИЛС и ГС в интересах проведения исследований их влияния на пилотажные характеристики и для повышения точности пилотирования самолета при выполнении посадки.

На основании анализа современных информационных полей, отображаемых при помощи ИЛС, была разработана цифровая модель индикатора на лобовом стекле [3] (рис. 2), которая выводит летчику-оператору информацию о значении заданной и действительной скорости полета (км/ч), значении заданной и действительной высот полета (м), значении углов атаки, курса, крена и тангажа, значении вертикальной скорости (м/с), положении вектора скорости и директорного кольца.

Для повышения точности пилотирования самолета по заданной траектории полета при

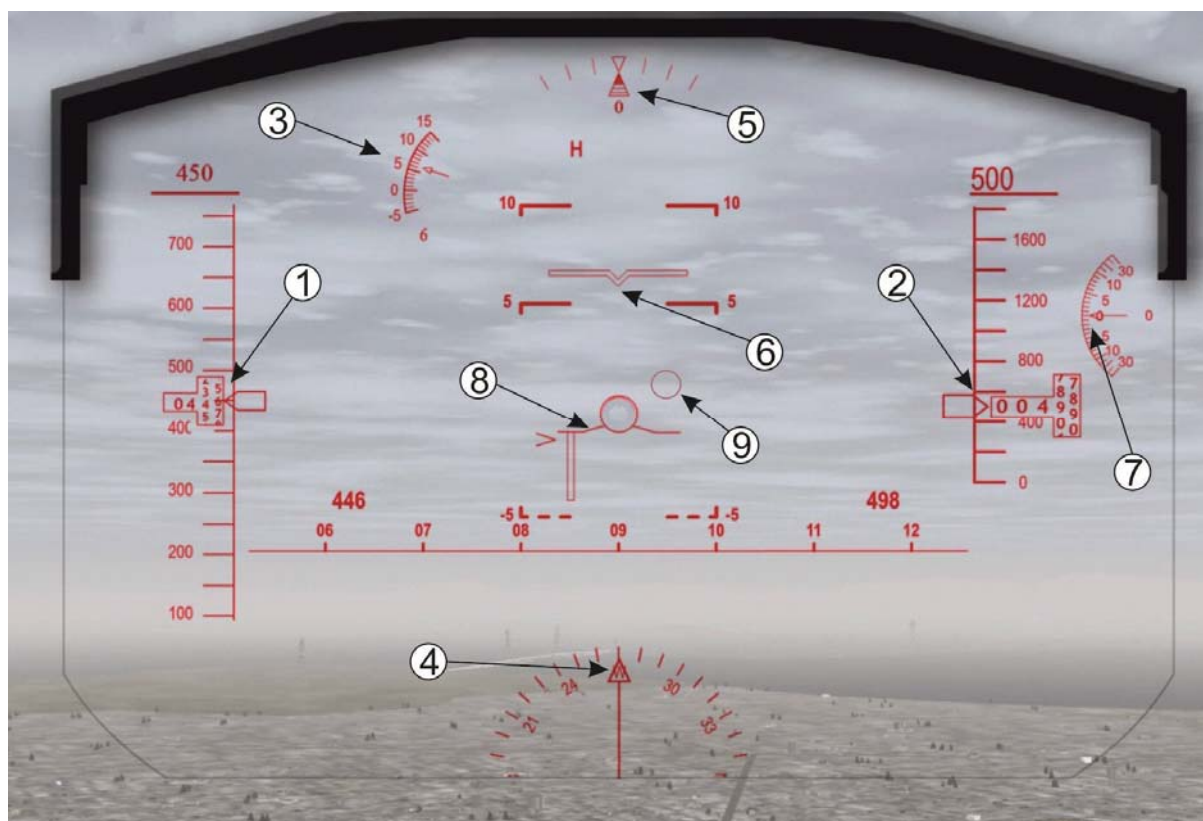


Рис. 2. Разработанный индикатор на лобовом стекле для перспективного сверхзвукового гражданского самолета:
1 – индикатор скорости; 2 – индикатор высоты; 3 – индикатор угла атаки; 4 – индикатор угла курса; 5 – индикатор угла крена; 6 – индикатор угла тангажа; 7 – индикатор вертикальной скорости; 8 – индикатор вектора скорости; 9 – индикатор директорного кольца

Fig. 2. The designed indicator on the windshield for an advanced supersonic civil aircraft:

1 – the speed indicator; 2 – the altitude indicator; 3 – the angle of attack indicator; 4 – the course angle indicator; 5 – the roll angle indicator; 6 – the pitch angle indicator; 7 – the vertical speed indicator; 8 – the speed vector indicator; 9 – the director ring indicator

заходе на посадку был разработан алгоритм, обеспечивающий перемещение директорного кольца в информационном поле ИЛС, которое указывает на необходимое положение вектора скорости для точного движения по заданной траектории полета [4–7]. Работа директорного кольца реализована при помощи программного кода, написанного на языке ActionScript 3.0 в Adobe Flash и обеспечивающего перемещение директорного кольца в вертикальной и горизонтальной плоскостях на информационном поле ИЛС, а также при помощи логических операций, определяющих траекторию полета.

Математические условия, необходимые для задания положения директорного кольца на ИЛС, были разработаны на основе выполнения полета по «большой коробочке» в со-

ответствии с Руководством по летной эксплуатации современных среднемагистральных самолетов. Модель формирования сигнала перемещения директорного кольца в горизонтальной плоскости при реализации режима «полет по кругу» и производства посадки состоит из следующего.

1. Условий, формирующих выходной сигнал, для построения траектории при значении путевого угла от 0 до 180°:

$$\begin{aligned} \text{If } \rightarrow X \leq 10000 &\rightarrow \text{out} = (0 - \Psi), \\ \text{Else } \rightarrow \text{out} &= \text{If } \rightarrow \Psi \leq 90 \rightarrow \text{out} = 90, \\ \text{Else } \rightarrow \text{out} &= \text{If } \rightarrow Z \leq (-18750) \rightarrow \text{out} = 90, \\ \text{Else } \rightarrow \text{out} &= (90 - \Psi), \end{aligned} \quad (4)$$

где X , Z – текущие координаты;

out – сигнал перемещения директорного кольца в горизонтальной плоскости;
 Ψ – угол пути.

2. Условий, формирующих выходной сигнал, для построения траектории при значении путевого угла от 180 до 360°:

$$\begin{aligned} \text{If } \rightarrow X \geq 14000 \rightarrow out &= (180 - \Psi), \\ \text{Else } \rightarrow out &= \text{If } \rightarrow \Psi \leq 270 \rightarrow out = 90, \\ \text{Else } \rightarrow out &= \text{If } \rightarrow Z \leq (-6241) \rightarrow out = (270 - \Psi), \\ \text{Else } \rightarrow out &= \text{If } \rightarrow \Psi \leq 360 \rightarrow out = 116, \\ \text{Else } \rightarrow out &= (360 - \Psi). \end{aligned} \quad (5)$$

3. Условий, формирующих выходной сигнал, для построения траектории захода на посадку:

$$\text{If } \rightarrow \Psi \geq 360 \rightarrow out = 0,045Z + 1,5 \frac{dZ}{dt} + (-1,85)(\Psi - 360). \quad (6)$$

В процессе моделирования директорное кольцо на ИЛС перемещается в соответствии с логическими условиями, при этом величина управляющего сигнала зависит от положения самолета относительно аэродрома. Блок Triggered Subsystems (рис. 3), являющийся условно исполняемой системой, запускаемой только при поступлении управляющего сигнала равного единице, позволяет пропускать сигнал в одном направлении, разделяя последующие условия между собой. После запуска блока Triggered Subsystems выполняется ряд последовательных логических условий и вырабатывается выходной сигнал, который конвертируется в читаемый в программном продукте Adobe&Flash формат, структурируется в элементе Byte Pack и отправляется в UDP-порт. На основе получаемого сигнала из MATLAB и программного кода, разработанного в Adobe&Flash, в процессе моделирования при отклонении траектории движения самолета от заданной траектории происходит перемещение директорного кольца по рабочей области ИЛС, указывающее на необходимость и направление изменения положения вектора скорости самолета для движения по заданной траектории.

Для учета влияния функционирования рулевых приводов системы управления самолета на динамику его движения и тем самым повышения достоверности проводимого исследования, была разработана модель конту-

ра питания ГС и контура потребителей в продольном канале управления самолетом [8–10] (рис. 4). Контур питания ГС состоит из трех самостоятельных ГС, давление в которых создается за счет блока насоса переменной производительности библиотеки SimHydraulics программного продукта MATLAB. Блок предохранительного клапана позволяет ограничивать давление в магистрали нагнетания, а блок гидроаккумулятора устраняет колебания давления, тем самым улучшается качество переходных процессов в контуре потребителей ГС.

В качестве контура потребителей была реализована модель двухкамерного рулевого привода (РП) РП-63А за счет двух блоков гидроцилиндра, объединенных между собой механической связью (рис. 5). Для учета влияния на шток гидроцилиндра шарнирного момента ($M_{ш}$), возникающего на консолях стабилизатора, в модели используется блок Variable Translational Spring. Для реализации $M_{ш}$ были взяты материалы из технической справки, анализ которых позволил определить величины $M_{ш}$, соответствующие углам отклонения консолей стабилизатора, и представить их в модели в виде функции $M_{ш} = f(\varphi, q)$ в блоке 2-D Lookup Table.

Блок Variable Translational Spring позволяет сформировать сигнал, соответствующий усилию, создаваемому шарнирным моментом на рулевой поверхности. Этот блок, по сути,

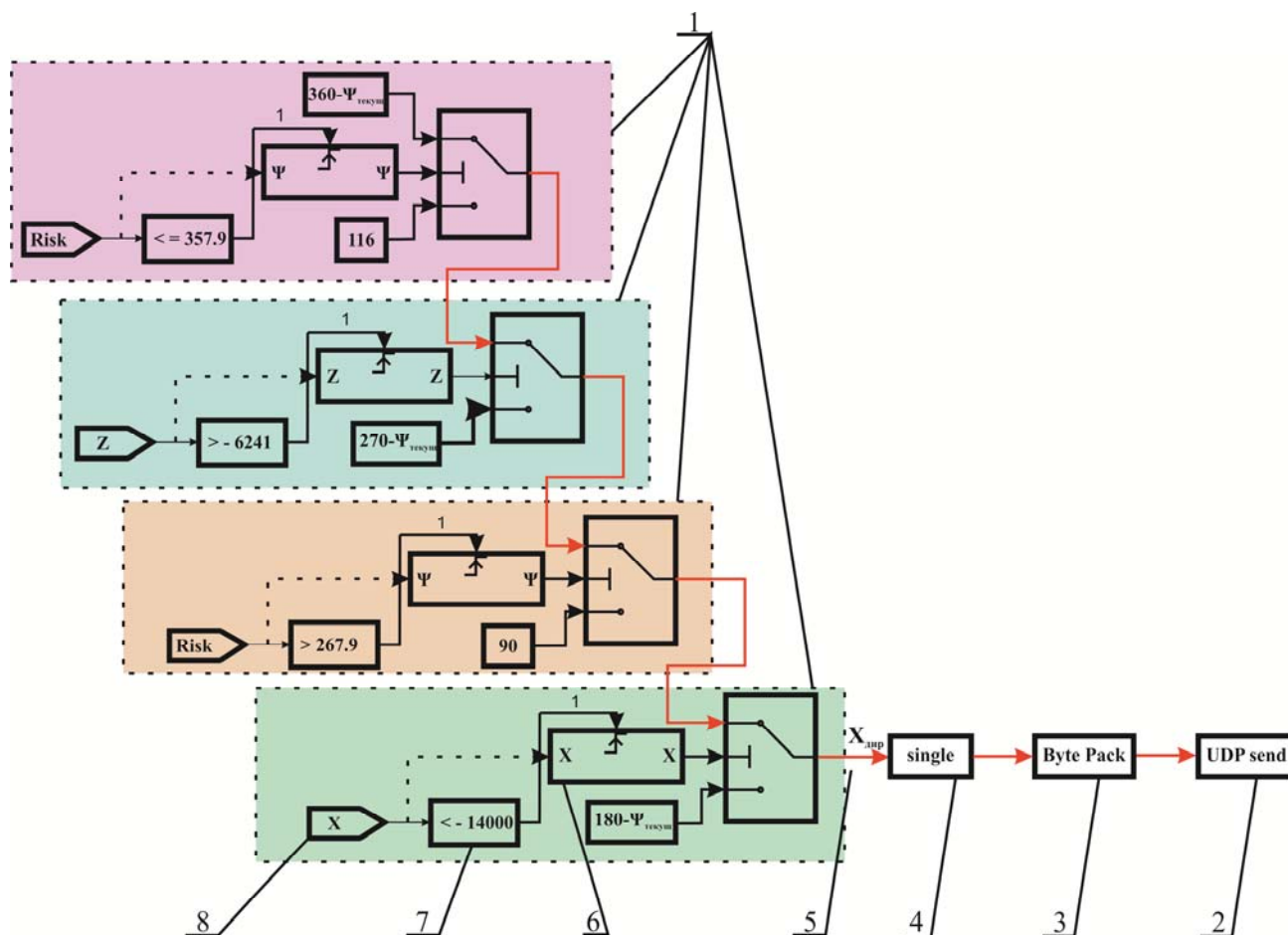


Рис. 3. Simulink-модель перемещения директорного кольца:

1 – условия для формирования траектории полета; 2 – блок передачи сигнала в процессе моделирования из MATLAB в Adobe&Flash; 3 – блок формирования пакета данных; 4 – блок, конвертирующий сигнал в необходимый формат; 5 – сигнал, формирующий перемещение директорного кольца; 6 – блок Triggered Subsystems, обеспечивающий пропуск сигнала в одном направлении; 7 – условие для формирования управляющего сигнала; 8 – текущее значение входного параметра (координаты самолета)

Fig. 3. Simulink is a model for moving the director ring:

1 – conditions for the formation of the flight path; 2 – a block for transmitting a signal during modeling from MATLAB to Adobe&Flash; 3 – a data packet formation block; 4 – a block converting the signal into the required format; 5 – a signal, forming the movement of the director ring; 6 – the Triggered Subsystems block, which provides a signal pass in one direction; 7 – a condition for generating a control signal; 8 – the current value of the input parameter (aircraft coordinates)

конвертирует $M_{ш}$ в усилие сжатия пружины в соответствии с уравнением

$$k = \frac{M_{ш}}{0,5Lh}, [H / м], \quad (7)$$

где $M_{ш}$ – шарнирный момент, величина которого определена по результатам летных испытаний,

h – плечо до точки приложения силы на стабилизаторе,

L – полный ход штока гидроцилиндра.

На заключительном этапе разработки модели ГС была проведена ее интеграция с существующей моделью динамики полета. Однако при интегрировании данных моделей существует проблема с определением общего временного интервала моделирования для них. Существующая модель динамики движения самолета при полунатурном моделировании использует решатель параметров по закону Эйлера (ode1) с фиксированным шагом моделирования 0,01 с. Эти параметры решателя позволяют осуществлять исследо-

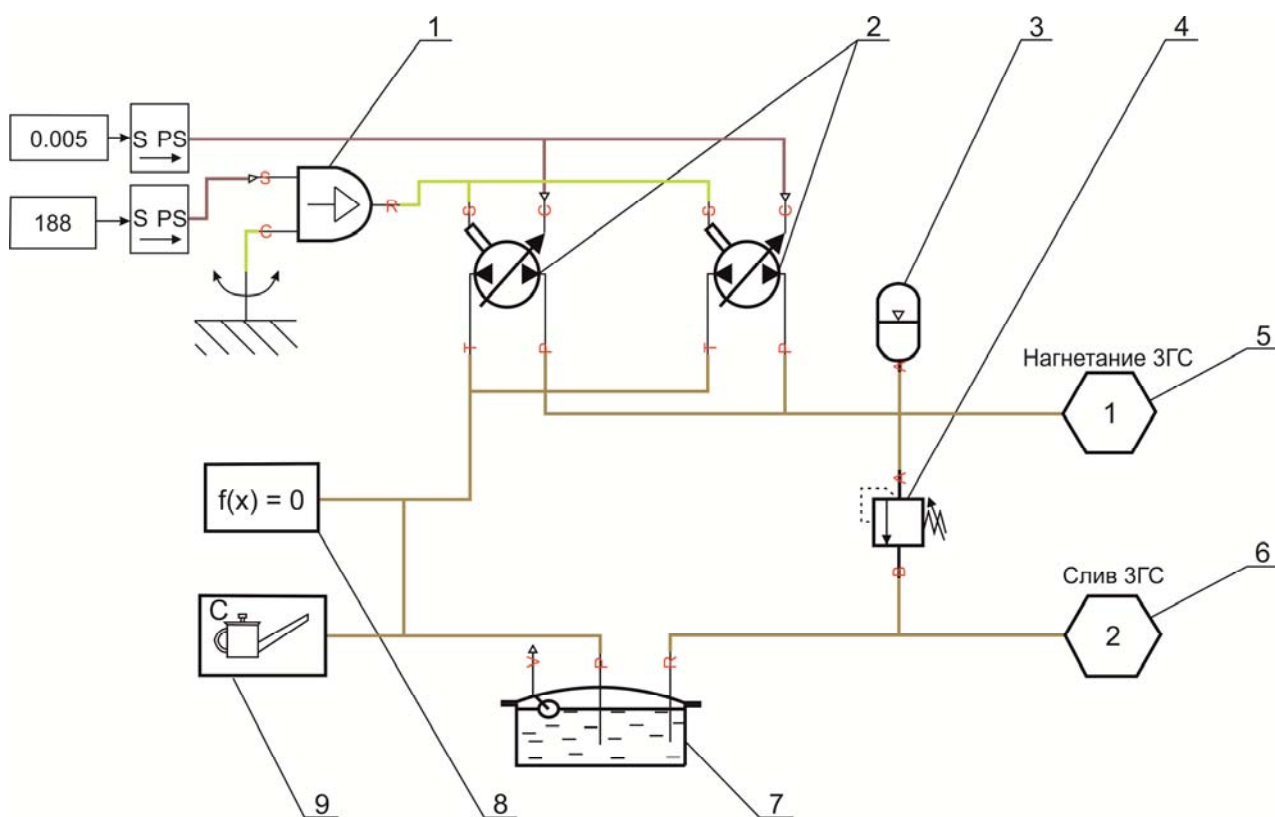


Рис. 4. Simulink-модель контура питания З ГС самолета:

1 – блок передачи крутящего момента на вал насоса; 2 – блоки насосов переменной производительности; 3 – блок гидроаккумулятора; 4 – блок предохранительного клапана; 5 – канал нагнетания З ГС; 6 – канал слива З ГС; 7 – блок гидробака; 8 – блок решателя; 9 – блок кастомизации гидравлической жидкости АМГ-10

Fig. 4. Simulink is a model of 3 HS aircraft power circuit:

1 – the torque transmission unit to the pump shaft; 2 – variable capacity pump units; 3 – the hydraulic accumulator unit; 4 – relief valve unit; 5 – pressure port 3 HS; 6 – the drain channel 3 HS; 7 – the hydraulic tank unit; 8 – the solver unit; 9 – AMG-10 hydraulic fluid customization unit

вание пилотажных характеристик в режиме реального времени при полунатурном моделировании с удовлетворительной точностью. Для реализации расчетов параметров гидравлических систем необходимо использование блока Solver Configuration.

На основе разработанных моделей ИЛС и РП была произведена оценка их влияния на точность управления самолетом при выполнении посадки с разворотом по кругу путем полунатурного моделирования на пилотаж-

ном стенде, который представляет собой часть кабины маневренного самолета, собранную на силовой раме, обеспечивающей ее размещение над полом помещения на высоте, достаточной для прокладки тяг и качалок системы управления (рис. 6). В качестве командных рычагов управления используются: ручка управления самолетом, педальные механизмы, рычаги управления двигателями, уборки и выпуска механизации крыла и шасси [11, 12].

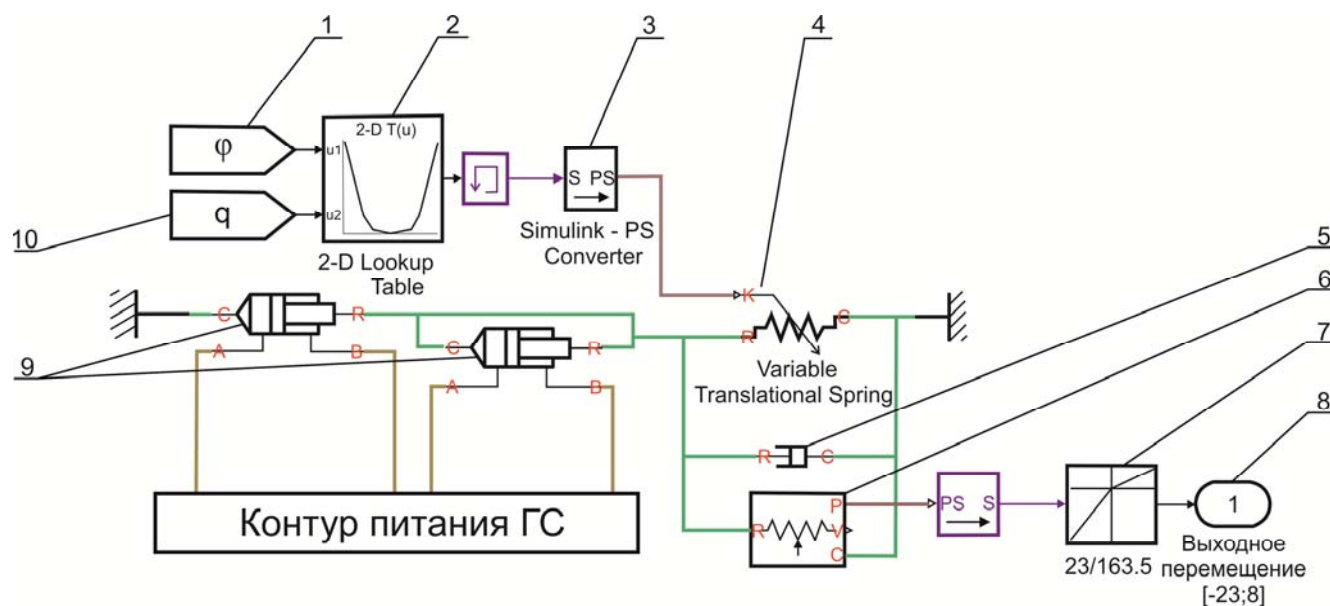


Рис. 5. Simulink-модель контура потребителей ГС самолета:

1 – блок углового положения консоли стабилизатора; 2 – блоки формирования графической зависимости $M_u = f(\varphi, q)$; 3 – блок конвертации цифрового сигнала в механический; 4 – блок, формирующий усилия на штоке РП; 5 – блок демпфера РП; 6 – блок, отслеживающий перемещение штока; 7 – блок графической зависимости $\varphi = f(X_{um})$; 8 – выходной сигнал (угловое положение консоли стабилизатора); 9 – блоки гидроцилиндров; 10 – блок скоростного напора

Fig. 5. Simulink is a model of the contour of the aircraft hydraulic system consumers:

1 – the block of angular position of the stabilizer console; 2 – the blocks of formation of graphic dependence $M_u = f(\varphi, q)$; 3 – the block for converting a digital signal into a mechanical one; 4 – the block forming forces on the rod of the steering actuator; 5 – the block of the damper of the steering actuator; 6 – the block, tracking the movement of the rod; 7 – the block of graphic dependence $\varphi = f(X_{um})$; 8 – the output signal (angular position of the stabilizer console); 9 – the blocks of hydraulic cylinders; 10 – the block of high speed pressure



Рис. 6. Пилотажный стенд

Fig. 6. The flight simulator

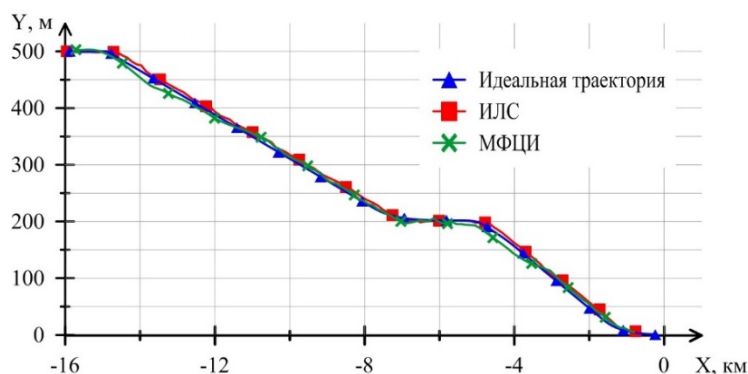


Рис. 7. Зависимость $Y = f(X)$ при выполнении посадки

Fig. 7. Dependence $Y = f(X)$ when landing

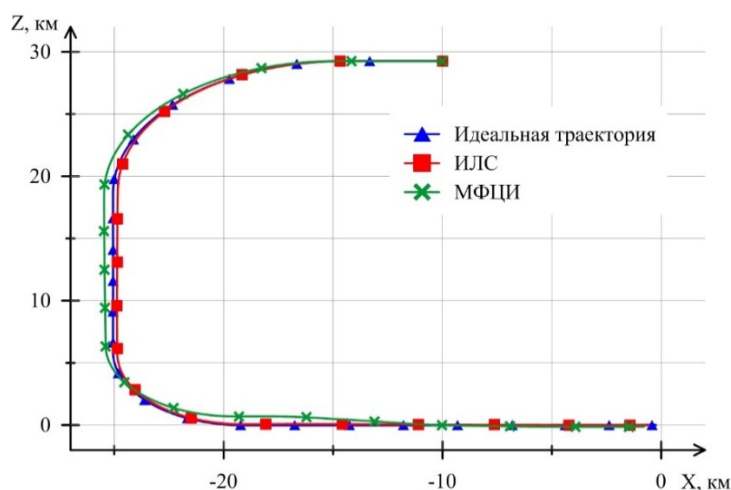


Рис. 8. Зависимость $Z = f(X)$

Fig. 8. Dependence $Z = f(X)$

В ходе эксперимента моделировался полет самолета, начиная с третьего разворота при посадке после ухода на второй круг. В ходе моделирования были выполнены заходы на посадку по кругу с использованием только ИЛС или МФЦИ для оценки эффективности разработанной модели ИЛС. Моделирование происходило при следующих начальных условиях: $H = 500$ м, $V = 600$ км/ч, $m = 78$ т, $P = 210$ атм.

В ходе экспериментов учитывалось влияние разработанной модели ГС, где в процессе захода на посадку изменялось давление в контуре питания, после чего оценивались параметры движения самолета. В рамках исследования было произведено по 10 полетов с учетом использования только ИЛС или

только МФЦИ, значения кинематических параметров полетов регистрировались в рабочей среде MATLAB с помощью блока To Workspace.

На рис. 7–9 представлены траектории движения самолета на этапе посадки с использованием ИЛС или МФЦИ для управления самолетом начиная с третьего разворота. В результате анализа представленных графических зависимостей можно сделать вывод о том, что при выполнении полета с использованием ИЛС (красная линия) отклонения от заданной траектории полета [13] меньше, чем при полетах, выполненных с использованием только МФЦИ (зеленая линия). Ошибка в выдерживании заданной траектории полета вызвана прежде всего постоянным переме-

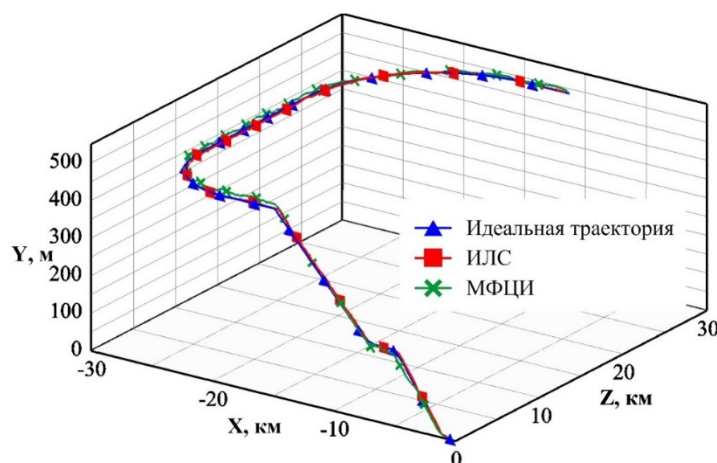


Рис. 9. Зависимость $Y = f(X, Z)$

Fig. 9. Dependence $Y = f(X, Z)$

щением взгляда летчика-оператора между приборной панелью и закабинной обстановкой.

На рис. 10–13 представлены ошибки в выдерживании заданной траектории движения при проведении эксперимента. На рис. 10 и 11 видно, что значение ошибки по оси Y до движения по глиссаде достигает пикового значения, а именно более 10 м, при выполнении четвертого разворота, так как при его выполнении согласно РЛЭ необходимо снижать скорость и выдерживать высоту 500 м, что затрудняет пилотирование при использо-

вании только МФЦИ. Ошибки в выдерживании координат X и Z (рис. 12 и 13) можно объяснить тем, что пилотирование, а именно выполнение разворотов, с использованием приборной панели осуществлялось при помощи навигационно-пилотажного прибора, по которому определялось положение самолета относительно базового аэродрома и радиомаяков, в отличие от пилотирования по ИЛС, где движение осуществлялось за счет совмещения вектора скорости с директорным кольцом.

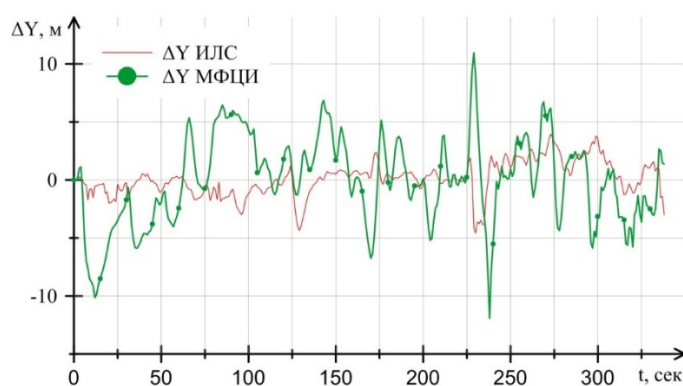


Рис. 10. Зависимость $\Delta Y = f(t)$ до начала выполнения снижения

Fig. 10. Dependence $\Delta Y = f(t)$ before the start of the descent

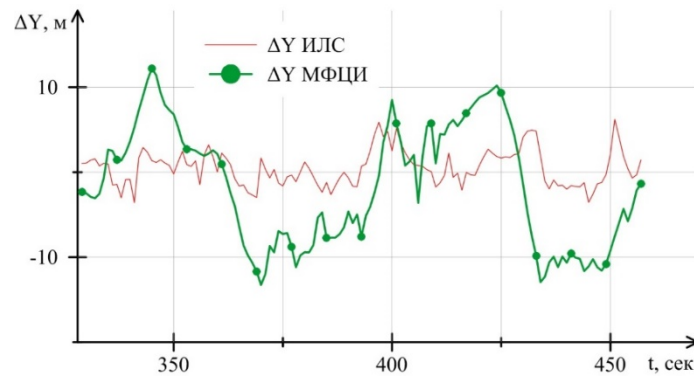


Рис. 11. Зависимость $\Delta Y = f(t)$ при выполнении снижения
Fig. 11. Dependence $\Delta Y = f(t)$ when performing a descent

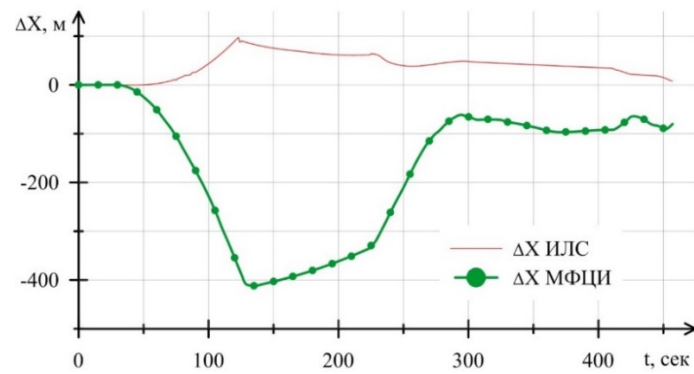


Рис. 12. Зависимость $\Delta X = f(t)$
Fig. 12. Dependence $\Delta X = f(t)$

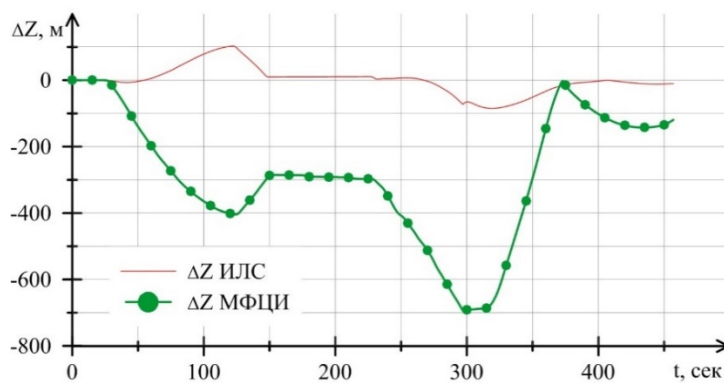


Рис. 13. Зависимость $\Delta Z = f(t)$
Fig. 13. Dependence $\Delta Z = f(t)$

Эффективность использования ИЛС подтверждается расчетом средних ошибок в выдерживании заданных координат по оси OY, OX, OZ (табл. 1):

$$\Delta X_{cp} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \Delta X_i^2}{n}}, \quad (8)$$

Таблица 1
Table 1

Средние ошибки в выдерживании заданных координат
Average errors in maintaining the specified coordinates

Параметр	ИЛС	МФЦИ
ΔY , м	1,3	3,9
ΔX , м	40,0	168,4
ΔZ , м	27,3	287,9

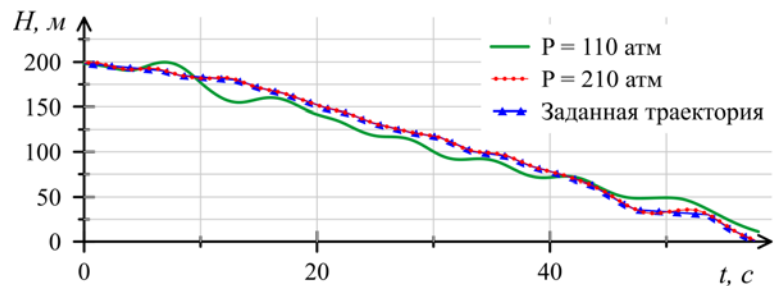


Рис. 14. Зависимость $H = f(t)$ с массой самолета, равной 78 т

Fig. 14. Dependence $H = f(t)$ with aircraft weight equal to 78 t

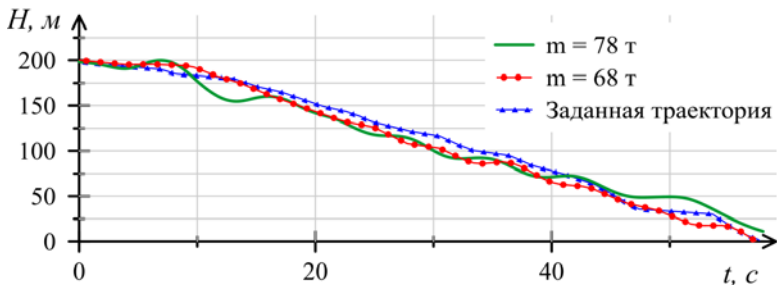


Рис. 15. Зависимость $H = f(t)$ при пониженном давлении, равном 110 атм

Fig. 15. Dependence $H = f(t)$ at a reduced pressure of 110 atm

$$\Delta X_i = X_{udi} - X_{cri}, \tag{9}$$

где ΔX_i – значение отклонения от заданной траектории в определенный момент времени по оси ОХ;
 n – количество зарегистрированных параметров за все время моделирования;
 X_{udi} – значение координаты идеальной траектории в определенный момент времени по оси ОХ;

X_{cri} – среднее значение координаты в определенный момент времени по оси ОХ.

В ходе эксперимента исследовалось влияние функционирования ГС на динамику пространственного движения самолета; анализ полученных результатов (рис. 14 и 15) свидетельствует о том, что при понижении давления в контуре питания ГС в 2 раза при движении самолета по глиссаде возникает про-

Таблица 2
Table 2

Ошибки в выдерживании заданных координат при массе 78 т
Errors in maintaining the specified coordinates at a mass of 78 t

Параметр	P = 210 атм	P = 110 атм
ΔH , м	0,28	11,45

Таблица 3
Table 3

Ошибки в выдерживании заданных координат при давлении 110 атм
Errors in maintaining the specified coordinates at a pressure of 110 atm

Параметр	m = 68 т	m = 78 т
ΔH , м	5,36	11,45

блема в выдерживании необходимой высоты полета (зеленая линия), вызванная увеличением инерционности системы управления, из-за снижения скорости перемещения штоков рулевых приводов. Понижение давления в контуре питания ГС в 2 раза при меньшей массе самолета (на 10 т) влияет на характеристики устойчивости и управляемости самолета в меньшей степени, что объясняется меньшими потребными углами отклонения рулевых поверхностей. Результаты ошибки выдерживания заданной траектории полета представлены в табл. 2 и 3.

Таким образом, на основании проведенного исследования были получены следующие результаты:

- разработана цифровая модель ИЛС, позволяющая выводить на уровень глаз летчика-оператора всю необходимую для качественного выполнения полетного задания информацию (скорость самолета, высота полета, положение самолета относительно аэродрома), а также повышающая точность пилотирования по заданной траектории за счет разработанного директорного кольца;
- разработана модель РП, учитывающая функционирование ГС самолета с точки зрения поддержания номинальных значений основных параметров ее функционирования

(давление и расход гидравлической жидкости) и позволяющая оценить характер изменения пилотажных характеристик при отклонении от номинального режима работы элементов ГС.

Интеграция разработанных моделей ГС и ИЛС с моделью пространственного движения самолета позволила провести полунатурное моделирование пространственного движения самолета для оценки их влияния на пилотажные характеристики самолета, точность движения по заданной траектории полета и действия летчика.

По результатам моделирования было определено, что посадка с разворотом по кругу с использованием ИЛС, а именно директорного кольца, была выполнена качественнее, чем посадка с использованием МФЦИ. Так, среднее значение отклонения от заданной траектории полета при использовании ИЛС составило по оси X – 40 м, по оси Z – 27 м, а при использовании МФЦИ те же параметры составляли 168 и 288 м соответственно. При проведении полунатурного моделирования с учетом разработанной модели ГС было определено, что ошибку в выдерживании необходимой высоты при заходе на посадку, вызванную отклонением от номинального режима работы насоса переменной произво-

дительности в контуре питания ГС, можно уменьшить за счет снижения массы самолета: ошибка в выдерживании высоты снижается с 11,5 до 5,4 м.

Таким образом, использование ИЛС, и в частности директорного кольца, на современном отечественном неманевренном тяжелом самолете позволяет увеличить точность выдерживания заданной траектории, а следовательно, повысить безопасность полета. Разработанная модель ГС позволяет оперативно изучать особенности функционирования ГС на различных режимах полета с минимальными затратами на проведение исследований в данной области.

Список литературы

1. **Верещиков Д.В.** Система дифференциальных уравнений динамики пространственного движения самолета с произвольным тензором инерции и положением центра масс // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 7–18. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-7-18
2. **Мальченко А.А., Федотов А.А., Верещиков Д.В. и др.** Имитационная модель динамики полета сверхзвукового самолета с изменяемой стреловидностью крыла: отчет о НИР, шифр «Модель ДБ». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2022. 167 с.
3. **Васильев Д.В., Верещиков Д.В., Костин П.С. и др.** Аналитико-имитационная модель динамики полета беспилотного летательного аппарата большой размерности с внешним управлением: отчет о НИР, шифр «Пилот-БЛА». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2023. 167 с.
4. **Efremov A.V., Efremov E.V., Tiaglik M.S.** Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles // Acta Astronautica. 2023. Vol. 204. Pp. 900–911. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.056
5. **Heimsch D.** Development and implementation of a mission data-handling algorithm for an automatic flight guidance system / D. Heimsch, M. Speckmaier, D. Gierszewski, F. Schwaiger [Электронный ресурс] // Aerospace. 2024. Vol. 11, no. 2. ID: 115. DOI: 10.3390/aerospace.11020115 (дата обращения: 17.03.2024).
6. **Mbikayi Z.** Human pilot interaction with adapting flight control system / Z. Mbikayi, F. Holzapfel, A. Scherbakov, A. Efremov [Электронный ресурс] // IFAC-PapersOnLine. 2022. Vol. 55, iss. 41. Pp. 113–118. DOI: 10.1016/j.ifacol.2023.01.112 (дата обращения: 17.03.2024).
7. **Heinemann S., Muller H., Suleman A.** Toward smarter autoflight control system infrastructure // Journal of Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15, no. 6. Pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.I010565 (дата обращения: 17.03.2024).
8. **Мальченко А.А., Дворников В.В., Федотов А.А.** Имитационное моделирование гидравлической системы с использованием гидравлического клапана // Авиация: история, современность, перспективы развития: материалы VIII Международной научно-практической конференции, посвященной 90-летию гражданской авиации Республики Беларусь. Минск, 3 ноября 2023 г. Минск, 2023. С. 87–89.
9. **Бобрин М.А.** Система управления безопасностью полетов летательных аппаратов с базовой встроенной системой автоматического допускового контроля гидравлической системы и систем мониторинга и прогнозирования отказов [Электронный ресурс] // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2024. № 2. С. 36–51. DOI: 10.51955/2312-1327_2024_2_36 (дата обращения: 17.03.2024).
10. **Бобрин М.А., Клемина Л.Г., Шестаков И.Н.** Интеллектуальная система автоматического контроля в полете гидравлической системы летательного аппарата // Идеи Циолковского в теориях освоения космоса: материалы 58-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, 19–21 сентября 2023 г. Калуга: ИП Стрельцов И.А., 2023. С. 341–344.

11. **Ивашков С.С., Верещиков Д.В.** Пилотажный стенд маневренного самолета с электромеханическим ограничителем предельных режимов. Патент № RU 2753025 C1, МПК G09B 9/08: опубл. 11.08.2021. 8 с.

12. **Верещиков Д.В.** Пилотажный стенд маневренного самолета / Д.В. Верещиков, С.А. Маяцкий, Ю.О. Верещагин, Т.В. Грасько, П.С. Костин. Патент ПМ № RU 156567 U1, МПК G09B 9/08: опубл. 10.11.2015. 12 с.

13. **Efremov A.V.** Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks / A.V. Efremov, M.S. Tjaglik, U.V. Tiumentzev, T. Wenqian [Электронный ресурс] // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49, iss. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (дата обращения: 17.03.2024)

References

1. **Vereshchikov, D.V.** (2021). System of differential equations of aircraft spatial motion dynamics with arbitrary tensor of inertia and center of gravity position. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 20, no. 2, pp. 7–18. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-7-18 (in Russian)

2. **Malchenko, A.A., Fedotov, A.A., Vereshchikov, D.V. et al.** (2022). Simulation model of flight dynamics of a supersonic aircraft with variable wing sweep: research report, cipher “DB Model”. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, 167 p. (in Russian)

3. **Vasiliev, D.V., Vereshchikov, D.V., Kostin, P. et al.** (2023). Analytical and simulation model of the flight dynamics of a large-sized unmanned aerial vehicle with external control: research report, code “Pilot-UAV”. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, 167 p. (in Russian)

4. **Efremov, A.V., Efremov, E.V., Tjaglik, M.S.** (2023). Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles. *Acta Astronautica*, vol. 204, pp. 900–911. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.056

5. **Heimsch, D., Speckmaier, M., Gierszewski, D., Schwaiger, F.** (2024). Development and implementation of a mission data-

handling algorithm for an automatic flight guidance system. *Aerospace*, vol. 11, no. 2. ID: 115. DOI: 10.3390/aerospace.11020115 (accessed: 17.03.2024).

6. **Mbikayi, Z., Holzapfel, F., Scherbakov, A., Efremov, A.** (2022). Human pilot interaction with adapting flight control system. *IFAC-PapersOnLine*, vol. 55, issue 41, pp. 113–118. DOI: 10.1016/j.ifacol.2023.01.112 (accessed: 17.03.2024).

7. **Heinemann, S., Muller, H., Suleman, A.** (2018). Toward smarter autoflight control system infrastructure. *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 15, no. 6, pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.I010565 (accessed: 17.03.2024).

8. **Malchenko, A.A., Dvornikov, V.V., Fedotov, A.A.** (2023). Simulation modeling of a hydraulic system using a hydraulic valve. In: *Aviatsiya: istoriya, sovremennost, perspektivy razvitiya: materialy VIII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii, posvyashchennoy 90-letiyu grazhdanskoy aviatsii Respubliki Belarus*. Minsk, pp. 87–89. (in Russian)

9. **Bobrin, M.A.** (2024). Aircraft flight safety management system with a basic built-in system of automatic tolerance control of the hydraulic system and failure monitoring and forecasting systems. *Crede Experto: Transport, Society, Education, Language*, no. 2, pp. 36–51. DOI: 10.51955/2312-1327_2024_2_36 (accessed: 17.03.2024).

10. **Bobrin, M.A., Klemina, L.G., Shestakov, I.N.** (2023). Intelligent automatic control system for the in-flight hydraulic system of an aircraft. In: *Idei Tsiolkovskogo v teoriyakh osvoyeniya kosmosa: materialy 58-kh Nauchnykh chteniy, posvyashchennykh razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idey K.E. Tsiolkovskogo*. Kaluga: IP Streltsov I.A., pp. 341–344. (in Russian)

11. **Ivashkov, S.S., Vereshchikov, D.V.** (2021). Flight stand of a maneuverable aircraft with an electromechanical limiter for limiting modes. Patent RU no. 2753025 C1, IPC G09B 9/08: publ. August 11, 8 p. (in Russian)

12. **Vereshchikov, D.V., Mayatsky, S.A., Vereshchagin, Yu.O., Grasko, T.V., Kostin, P.S.** (2015). Aerobatic stand of a maneuverable aircraft. Patent PM RU no. 156567 U1,

IPC G09B 9/08: publ. November 10, 12 p.
(in Russian)

13. Efremov, A.V., Tjaglik, M.S., Tiumentzev, U.V., Wenqian, T. (2016). Pilot behavior modeling and its application to manual

control tasks. *IFAC-PapersOnLine*, vol. 49, issue 32, pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (accessed: 17.03.2024).

Сведения об авторах

Мальченко Артем Андреевич, курсант, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», artyom92m@gmail.com.

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», texnnik@mail.ru.

Хатунцев Ярослав Георгиевич, адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», hatuntseff.yaroslav@yandex.ru.

Information about the authors

Artyom A. Malchenko, Cadet, Air Force Military Educational and Scientific Center Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, artyom92m@gmail.com.

Pavel S. Kostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Air Force Military Educational and Scientific Center Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, texnnik@mail.ru.

Yaroslav G. Khatuntsev, Adjunct, Aviation Systems and Aircraft Design Chair, Air Force Military Educational and Scientific Center Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, hatuntseff.yaroslav@yandex.ru.

Поступила в редакцию 06.06.2024
Одобрена после рецензирования 04.07.2024
Принята в печать 26.09.2024

Received 06.06.2024
Approved after reviewing 04.07.2024
Accepted for publication 26.09.2024

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-51-69

Reducing take-off and landing distances for regional turboprop aircraft

Yu.S. Mikhailov¹

¹*Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia*

Abstract: The increased efficiency of turboprop engines in cruising flight as well as low operating costs have determined the economic feasibility of using regional propeller-driven aircraft to transport 40–80 passengers on short routes within one country or connecting two nearby regions (for example, in Russia). The aerodynamic performance requirements for regional aircraft, determined from typical flight missions for the Russian and European markets differ greatly in range and required runway lengths. The typical flight range in Europe is about 800 km, while in Russia it increases to 1500 km due to the limited number of airports and aerodromes in operation. The limitation on runway length is 1300 m (airfield class G) for aircraft with a maximum take-off weight and 1000 m (class D) with a payload of up to 70% of the maximum value. The ability to take off and land from unpaved runways is also an essential requirement in Russia. This leads to a more complex design and an increase in the weight of the airframe, as well as to the need to increase the wing lift. Most of the operating European regional aircraft previously did not have tight restrictions on runway lengths and their takeoff and landing characteristics were not active constraints when forming wing configurations. However, the recently observed growing demand for air travel leads to a significant increase in the load on hub airports and, as a result, to the delay of many flights. One of the possible ways to solve this problem is to relieve the major hub airports by transferring regional aircraft service to nearby local airports. This will require both the modernization of existing airports and the development of a new generation of aircraft with short takeoff and landing distances (STOL). The development of STOL aircraft which are capable of connecting local airports and small towns has been conducted for many years. The STOL performance can be achieved by both developing an effective high-lift system with increased lift effectiveness and wing load alleviation. Wing load alleviation, often used in the light aircraft transitional category, leads to deterioration of cruising performance and increased sensitivity to atmospheric turbulence, especially at low altitudes. This makes difficult to track the final approach paths when controlling the pitch angle by deflecting the elevator. Therefore, a more preferable and more often considered option to reduce takeoff and landing distances of commercial airplanes is the increase of lift performance in combination with a set of additional technical solutions. Significant advances in the application of computational techniques for the development of swept wing high lift devices for long-haul aircraft with high lifting properties ($C_{y_{\max}} \approx 3$), including a retractable Fowler flap and a three-position slat, make it possible to use a similar approach to the design of high-lift system for new regional aircraft. Taking into account the specifics of aircraft operation at local aerodromes, a complex of technical solutions has been considered to increase wing lift at low flight speeds, as well as additional measures to reduce the landing distance. The results of computational and experimental studies of the proposed technical solutions are presented with an assessment of the effectiveness of their use on a regional aircraft of the ATR 42-600 type.

Key words: regional aircraft, high-lift wing design, lift control, steep glide path, STOL.

For citation: Mikhailov, Yu.S. (2024). Reducing take-off and landing distances for regional turboprop aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 51–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-51-69

Сокращение дистанций взлета и посадки региональных турбовинтовых самолетов

Ю.С. Михайлов¹

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

Аннотация: Повышенная эффективность турбовинтовых двигателей в крейсерском полете, а также небольшие эксплуатационные расходы определили экономическую целесообразность применения региональных винтовых самолетов для перевозки 40–80 пассажиров на коротких маршрутах в пределах одной страны или близлежащих регионов (например, в России). Аэродинамические требования к характеристикам региональных самолетов, определяемые из

типичных миссий полета для российского и европейского рынков, заметно отличаются по дальности и условиям базирования. Типичная дальность полета в Европе составляет около 800 км, в то время как в России возрастает до 1500 км вследствие ограниченного количества эксплуатируемых аэропортов и аэродромов. Ограничением по условиям базирования является длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) 1300 м (класс аэродромов Г) для самолетов с максимальной взлетной массой и 1000 м (класс Д) с полезной нагрузкой до 70 % от максимального значения. Также существенным требованием в России является возможность взлета и посадки с грунтовых ВПП. Последнее приводит к усложнению конструкции и увеличению веса планера, а также необходимости повышения несущих свойств крыла. Большинство эксплуатируемых европейских региональных самолетов ранее не имели жестких ограничений по условиям базирования, и их взлетно-посадочные характеристики не были активными ограничениями при формировании компоновок крыла. Однако наблюдаемый в последнее время растущий спрос на воздушные перевозки приводит к существенному увеличению нагрузки на узловые аэропорты и, как следствие, к задержке многих рейсов. Одним из возможных способов решения этой проблемы является разгрузка крупных аэропортов за счет переноса обслуживания региональных самолетов на близлежащие пригородные аэродромы. Это потребует как модернизации существующих аэропортов, так и разработки нового поколения самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (КВП). Разработка самолетов КВП, способных связывать пригородные аэропорты и небольшие населенные пункты, ведется уже в течение многих лет. Характеристики КВП могут быть обеспечены как за счет разработки эффективной системы механизации с повышенным уровнем несущих свойств, так и снижения нагрузки на крыло. Снижение нагрузки на крыло, часто используемое в переходной категории легких самолетов, приводит к ухудшению крейсерских характеристик и повышению чувствительности к атмосферной турбулентности, особенно на малых высотах полета. Последнее затрудняет отслеживание траектории конечного этапа захода на посадку при управлении углом тангажа посредством отклонения руля высоты. Поэтому более предпочтительным и чаще рассматриваемым вариантом сокращения взлетно-посадочных дистанций коммерческих самолетов является повышение несущих свойств крыла в сочетании с набором дополнительных технических решений. Значительные успехи в применении численных методов для разработки механизации стреловидного крыла магистральных самолетов с высоким уровнем несущих свойств ($C_{y_{\max}} \approx 3$), включающей выдвижной закрылок Фаулера и трехпозиционный предкрылок, позволяют использовать аналогичный подход к проектированию механизации крыла новых региональных самолетов. С учетом специфики эксплуатации самолетов на пригородных аэродромах рассмотрен комплекс технических решений, предназначенных как для увеличения несущих свойств крыла при малых скоростях полета, так и дополнительных мер для сокращения посадочной дистанции. Приведены результаты расчетных и экспериментальных исследований предложенных технических решений с оценкой эффективности их применения на региональном самолете типа ATR 42-600.

Ключевые слова: региональный самолет, проектирование высоконесущего крыла, управление подъемной силой, крутая глиссада, КВП.

Для цитирования: Михайлов Ю.С. Сокращение дистанций взлета и посадки региональных турбовинтовых самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 51–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-51-69

Introduction

Currently, the leaders in the production of regional propeller aircraft are the Franco-Italian concern ATR and the Canadian Bombardier Aerospace [1]. ATR produces aircraft of the ATR42 and ATR-72 series, Bombardier produces aircraft of the Dash 8 Q-400 series. Aircraft of both series have a typical configuration with a high-mounted wing of increased aspect ratio ($\lambda \approx 12$), a narrow cylindrical fuselage, a single-fin T-shaped tail unit and engines installed under the wing [2]. In the absence of tight restrictions on runway lengths, their takeoff and landing characteristics were not active limitations when forming wing layouts. This caused a moderate level of wing lifting properties at low flight speeds ($C_{y_{\max}} \approx 2.5$) and increased takeoff and

landing distances: takeoff – 1107 m, landing – 966 m (ATR 42-600 aircraft)¹.

The recently observed growing demand for air transportation leads to a significant increase in the load on hub airports, and, as a result, to the delay of many flights. One of the possible solutions to this problem is to relieve large airports by transferring regional aircraft service to nearby local aerodromes [3, 4]. A necessary condition for relieving hub airports is the modernization of the infrastructure of existing local airports, as well as the construction of new aircraft with short takeoff and landing distances. In the short-term a possible option may also be a modernization of existing aircraft in order to improve the

¹ ATR 42-600. atr-aircraft.com. Available at: <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-42-600/> (accessed: 07.12.2023).

lifting properties of the wing. The transfer of small regional aircraft to local airports will free up long runways at hub airports to handle larger aircraft and will increase both passenger traffic and the capacity of the entire transport system.

In Russia, with the share of regional air transportation estimated at 10% of the entire air transport network, one of the key economic tasks is to ensure an acceptable transport network in the near future. The specific requirements for regional aircraft flights for the Russian and European markets lead to differences in flight range and runway lengths [5]. Thus, restrictions on the number of airports and aerodromes in operation increase the typical flight range to ~1500 km, against ~800 km in Europe. An additional requirement for runway lengths on unpaved aerodromes complicates the airframe design and requires an increase in the wing lifting properties due to the complexity of the high-lift system. For the new regional aircraft being developed, it is proposed to ensure takeoff/landing with a maximum takeoff weight from a runway of up to 1300 m (airfield class G) and a reduced payload by 30% from a runway of up to 1,000 m (airfield class D).

The aerodynamic requirements for the wing lifting properties of STOL aircraft, as well as the stability and controllability characteristics at low flight speeds of the aircraft are considered in works [6, 7]. To achieve short takeoff distances, the aircraft must either take off at a very low speed or use a sufficiently high level of thrust or power-to-weight ratio to achieve takeoff speed at the required distance. The landing distance reduction is achieved due to a short airspace segment using a steep approach path and minimizing the landing ground roll at the minimum possible speed and ensuring maximum deceleration using an effective braking system.

Some airports require steep aircraft approach in mountainous areas or in urban environments with nearby high buildings. In 2016, Embraer certified the Legacy 500 for a steep approach of 5.5° ², allowing the aircraft to operate at London City Airport.

Taking into account the specifics of aircraft operation at local aerodromes, the paper considers a set of technical solutions for reducing take-off and landing distances for regional aircraft, including:

- development of new high-lift wing profiles that determine the initial $C_{y_{\max}}$ value of an aircraft with retracted high-lift system at low flight speeds,
- design of adaptive trailing edge high-lift system with integration of flap extension with downward deflection at small spoiler angles,
- design of a simplified version of the leading edge high-lift system in the form of a rotary slotted Krueger,
- ensuring a steep approach path with direct control of the wing lift (DCL) as a result of spoiler deflection, including upward to reduce the lifting properties,
- evaluation of the use of automatic spoiler release to reduce the landing distance.

The effectiveness of the proposed technical solutions to reduce takeoff and landing distances for regional aircraft was assessed by calculations on a regional aircraft of the ATR 42-600 type.

Critical parameters affecting aircraft takeoff and landing distances

There is a connection between the selection of wing parameters based on cruising flight conditions and their subsequent influence on the high-lift system design which is necessary to achieve the required level of lift-to-drag ratio (L/D ratio) of the aircraft in takeoff and landing modes. Thus, a wing area reduction has a positive effect on cruising characteristics, but at the same time requires the use of a more complex system for increasing the wing lift.

The requirements for the wing L/D ratio in takeoff and landing modes are determined by various limitations, such as takeoff and landing weight, required runway length, climb gradient and approach speed. There are correlations between the influence of aerodynamic, weight and

² Flexjet demonstrates London steep approach with Legacy500. [truenoord.com](https://www.truenoord.com). Available at:

<https://www.truenoord.com/wpcontent/uploads/2023/12/LARA-December-2023.pdf> (accessed: 07.12.2023)..

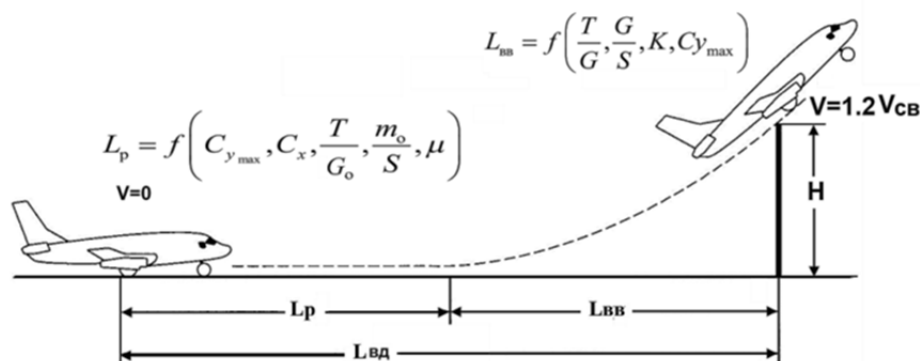


Fig. 1. Main sections of the take-off distance

thrust characteristics of the power plant with takeoff and landing distances and safe flight speed for aircraft flight conditions with deflected wing high-lift system.

A simplified version of the aircraft takeoff distance presentation (fig. 1) includes the lengths of the takeoff roll (L_p) and the airspace segment ($L_{вв}$). The length of the takeoff roll depends on the thrust-to-weight ratio (T/G_0), determined by the ratio of the static thrust to the takeoff weight at sea level, the takeoff wing loading (G_0/S), determined by the ratio of the takeoff weight to the wing area, and the takeoff value $C_{y_{max}}$, which normalizes the aircraft liftoff speed from the runway. Aircraft drag (C_x) and the coefficient of rolling friction (μ) also have an effect. The angle of climb, which determines the distance required to overcome the obstacle clearance height (H), depends on the thrust-to-weight ratio (T/G_0), wing loading, aerodynamic quality (Q) and takeoff value $C_{y_{max}}$, which determines the safe speed at the end of the air leg ($V = 1.2V_{ас}$). The minimum climb gradient (θ) must be maintained even in the case of one engine failure. To minimize the takeoff distance, it is necessary to maximize the aerodynamic parameters $C_{y_{max}}$ and Q , while the drag and G_0/S should have minimal values.

A simplified version of the aircraft landing distance (fig. 2) includes the lengths of the air leg ($L_{ас}$) and the landing roll (L_r). The approach speed ($V = 1.3V_{ас}$), which determines the descent angle θ , depends on the landing value

$C_{y_{max}}$, the aerodynamic quality (Q) and the wing loading (G_L/S). For a steep approach path, the descent angle must be greater than the minimum value of 3° , required by aviation regulations. The ground roll is a function of the aircraft speed at the moment of touchdown (i.e. $C_{y_{max}}$), and also depends on the efficiency of the braking system (μ_b), spoilers for “damping” the wing lift during the landing roll and the power plant thrust reverser (T_r). To reduce the landing distance, it is necessary to maximize the value $C_{y_{max}}$, to reduce the approach speed, while minimizing the values of the aerodynamic quality and the wing loading. However, the desire for high aircraft drag in the landing configuration may conflict with the required climb gradient during the go-around.

In addition to the general requirement to ensure a high-lift wing in takeoff and landing modes, the work [8] indicates the priority of the aerodynamic quality value at takeoff and the maximum lift coefficient for landing. Also, the characteristics of the high lift wing must meet the requirements of aircraft controllability at high angles of attack. For this purpose, the choice of geometric parameters and the position of the high lift devices is carried out based on the condition of ensuring priority in the occurrence and development of flow separation from the wing root. The increments of the pitch moment for a dive realized in this case reduce the angle of attack and restore the favorable nature of the flow around the wing. The separation-free nature of the flow around the wing tips ensures that the

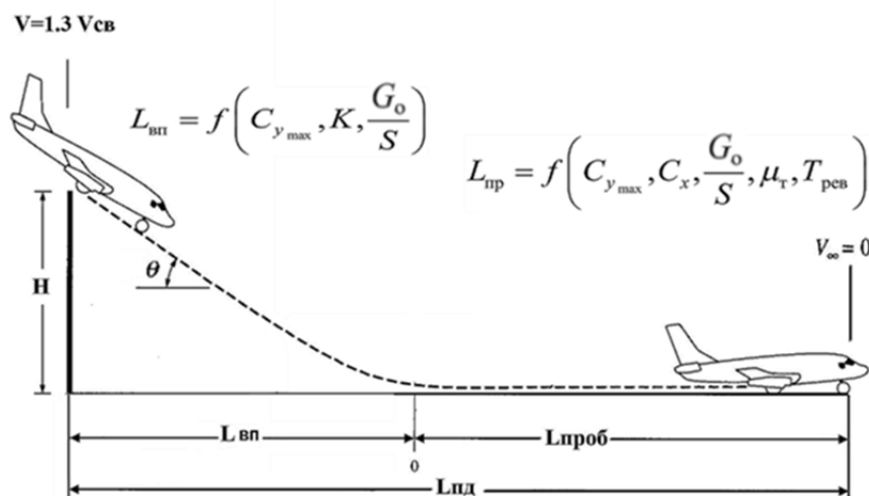


Fig. 2. Main sections of the landing distance

aircraft remains controllable in roll and eliminates wing stall.

The aircraft ability to be operated on short runways is also associated with ensuring the characteristics of safe controlled flight at low speeds. The minimum value of safe aircraft speed with deflected high lift devices is determined by the requirement to ensure the necessary efficiency of controls, including in critical flight modes. The first limitation on the value of minimum speed is the lateral and directional controllability of the aircraft, especially in the case of one engine failure. The second is longitudinal control at high lift coefficient values of the aircraft wing ($C_y \sim 5$ – STOL aircraft), which requires both an increase in the efficiency of the longitudinal control devices and the use of energy control methods.

Methodology for assessing the aerodynamic performance of the wing and aircraft takeoff and landing distances

The initial stage of designing high-lift system and assessing its effectiveness from the standpoint of the aircraft lifting properties and takeoff and landing distances is usually carried out under conditions of a limited amount of information on the wing configuration. The approach

used to assess the lifting properties of the wing and the aircraft takeoff and landing distances is based on the semi-empirical methods given in study [9] for the conceptual design stage of the aircraft.

Estimation of $C_{Y_{max}}$ values of the wing

For wing configurations with aspect ratio $\lambda \geq 8$, low sweepback and relative profile thickness $c \geq 9\%$ the wing value $C_{y_{max_lan}}$ in the landing configuration at low flight speeds ($M \leq 0.2$) is determined as the sum $C_{y_{max_w}}$ of the wing values in the cruising configuration and the wing increment $\Delta C_{y_{max_lan}}$ from the deflection of the high-lift devices

$$C_{y_{max_lan}} = C_{y_{max_w}} + \Delta C_{y_{max_lan}}. \quad (1)$$

The value $C_{y_{max_w}}$ is determined as half of the sum of the profile values $C_{y_{max}}$ in the basic wing sections (root and tip) with corrections to account for the influence of the 3-dimensionality of the wing flow (coefficient K) and the sweepback estimated by the quarter chord of the wing ($\cos(\chi_{1/4})$)

$$C_{y_{max_w}} = K \left(\frac{C_{y_{max_r.pr}} + C_{y_{max_t.pr}}}{2} \right) \cos(\chi_{1/4}). \quad (2)$$

To estimate the increment of the lifting properties of the wing in the landing mode ($\Delta C_{y_{\max_w}}$), two-dimensional calculations of the flow around the wing sections with the high-lift devices retracted and deflected by the flow of viscous compressible gas are used within the framework of the Navier-Stokes equations averaged over Reynolds.

$$\Delta C_{y_{\max_w}} = K \cdot \Delta C_{y_{\max}} \cdot \left(\frac{S_{\text{ser.fl.}}}{S_w} \right) \cdot \cos \chi_{\text{sw.fl.}} \quad (3)$$

where $\Delta C_{y_{\max}} - C_{y_{\max}}$ increment of wing sections from deflection of high lift devices,

$S_{\text{ser.fl.}}$ – relative wing area served by flaps,
 $\cos \chi_{\text{sw.fl.}}$ – sweepback of flap leading edge.

The described method of estimating $C_{y_{\max}}$ values is applied to the wing of ATR 42-600 aircraft (fig. 3), in the configuration of which classic NACA430 series profiles with relative thicknesses of $c = 18\%$ (root) and 13% (tip) are installed. A double-slotted rotary flap with a fixed deflector and deflection angles is used as high lift devices of the trailing edge:

- $\delta_f = 15^\circ$ – takeoff,
- $\delta_f = 25^\circ$ – approach for landing,
- $\delta_f = 35^\circ$ – landing.



Fig.3. Layout diagram of the ATR 42-600 aircraft

The evaluation of the lifting properties of the wing in the landing configuration ($\delta_f = 35^\circ$) is performed on the basis of the cruising value of the coefficient $C_{y_{\max}} = 1.57$ and the calculated increment of the coefficient $\Delta C_{y_{\max}} = 1.0$ from the deviation of the high lift devices in the base sections of the wing, obtained in consideration with the wing area $S_{\text{ser.fl.}}/S_w = 0.64$ served by the flaps and the small sweep angle of their leading edge. A similar increment $\Delta C_{y_{\max}} = 0.49$ in the takeoff configuration ($\delta_f = 15^\circ$) is determined from the condition of the linear nature of its change with regard to small and moderate deflection angles ($\delta_f < 30^\circ$). The maximum level of values of the lift coefficient of the double-slotted rotary flap is realized at deflection angles $\delta_f = 45 \dots 50^\circ$ with a nonlinear nature of behavior.

Thus, the predicted level of values $C_{y_{\max}}$ of the wing of the regional aircraft ATR 42-500 in takeoff and landing modes can be:

- $C_{y_{\max_{\text{TO}}}} = 1.99$,
- $C_{y_{\max_{\text{lan}}}} = 2.47$.

Estimation of takeoff and landing distances

The methodology for estimating the takeoff distance to an altitude of 35 ft (10.7 m), presented in work [9], is based on the use of a simple combination of three key aircraft characteristics to determine the takeoff distance: wing loading $(G/S)_{\text{TO}}$, weight-to-power ratio $(G/P)_{\text{TO}}$ and takeoff value of the coefficient $C_{y_{\max}}$ ($C_{L_{\max \text{TO}}}$).

$$L_{td} = (G/P)_{\text{TO}} / (0.0773 \cdot \sigma \cdot C_{y_{\max \text{TO}}} \cdot F_{\text{TO}}), \quad \text{ft} \quad (4)$$

where σ (Δ) – the ratio of air density under take-off conditions to the values at sea level under standard conditions $t = 15^\circ$ and $p = 760$ mm Hg ($\sigma = 1$),

F_{TO} ($\bar{N}$) – the ratio of takeoff power to the takeoff values at sea level ($F_{\text{TO}} = 1$)

TO – an index denoting the take-off (take-off) value of the ratio of the quantities indicated in brackets.

Table 1

Characteristics of the ATR 42-600 aircraft with the original wing

Standard configuration	48 seats
Engines Pratt & Whitney Canada	PW127M
Takeoff power, hp	2 × 2400
Propeller (AP) Hamilton Standard	568F
Number of blades	6
Propeller diameter, m	3.93
Maximum takeoff weight (MTOW), kg	18600
Maximum landing weight (MLW), kg	18300
Takeoff distance (MTOW, MCA, SL*), m	1107
Landing distance (MPW, MCA, SL), m	966

*SL – sea level.

Piloting techniques, aerodynamic drag and friction at takeoff are indirectly taken into account by the averaged empirical coefficient in formula (4).

The values of the variables in equation (4) are given in the British unit system. Taking into account the relationships 1 lb = 0.4535 kg and 1 ft = 0.30487 m, formula (4) takes the form (5)

$$L_{td} = 1.78 \frac{(G_0/S)}{(N_0/G_0 \cdot C_{y_{max}} \cdot \Delta \cdot \bar{N})}, \text{ m.} \quad (5)$$

The required runway length at takeoff for aircraft certified according to aircraft airworthiness standards-25 is determined by multiplying the takeoff distance by a safety factor of 1.15.

The landing distance is largely determined by the wing loading, which affects the approach speed and, according to aircraft airworthiness standards-25, must exceed the stall speed by at least 1.23 times for transport category aircraft. The approach speed, in turn, determines the landing speed, which must be “reduced” during the landing roll before the aircraft stops. Kinetic energy and, consequently, braking distance depend on the square of the landing speed and the efficiency of the aircraft braking system.

In work [9], expression (6) is presented for estimating the landing distance of an aircraft, based on the use of the two key aircraft characteristics: the wing loading and $C_{y_{max}}$ coefficient ($C_{y_{max_L}}$) in the landing configuration.

$$L_L = 80 \cdot \left(\frac{G_L}{S} \right) \cdot \left(\frac{1}{\sigma \cdot C_{y_{max_L}}} \right) + L_0, \text{ ft}, \quad (6)$$

where G_L/S – wing loading,

$C_{y_{max_L}}$ – $C_{y_{max}}$ coefficient in the landing configuration,

S_a – air leg length from a height of $H = 15$ ft.

$S_a = 100$ ft (305 m) for the glide path angle $\theta = 3^\circ$ and 450 ft (137 m) for $\theta = 7^\circ$.

$\sigma(\Delta)$ – the ratio of air density under landing conditions to the values at sea level under standard conditions $t = 15^\circ$ and $p = 760$ mm Hg ($\sigma = 1$).

Taking into account the previously given relations between the British and technical systems of measurement units, formula (6) takes the form (7)

$$L_{L.d.} = 5 \cdot \left(\frac{G_L/S}{C_{y_{max_L} \cdot \Delta}} \right) + L_{as}, \text{ m} \quad (7)$$

For most propeller-driven ATR aircraft, landing requirements must be met with a landing weight close to the takeoff value. A numerical estimate of the accuracy of determining takeoff and landing distances for the ATR 42-600 aircraft using the described methodology was carried out using the data given in Table 1 and a

Table 2

Calculated values of $C_{y_{\max}}$ and take-off and landing characteristics of the ATR 42-600 aircraft

Takeoff wing loading (G_o/S), kg/m ²	341.3
Power-to-weight ratio (N_o/G_o), hp/kg,	0.258
$C_{y_{\max}}$ coefficient (takeoff)	1.99
Takeoff distance (Lt.d), m	1177
Landing wing loading (G_{lan}/S), kg/m ²	335.8
$C_{y_{\max}}$ coefficient (landing)	2.47
Landing distance (Ll.d), m	985
Required runway length ($L_r = 1.43 L_{l.d}$), m	1408

wing area of $S = 54.5 \text{ m}^2$ (fig. 3), taken from the work³.

The main parameters of the aircraft layout, the calculated values of the $C_{y_{\max}}$ coefficients and the corresponding takeoff and landing distances, as well as the required runway length, determined on the basis of European standards (safety factor 1.43) for turboprop aircraft⁴, are given in Table 2.

The calculated values of the aircraft takeoff and landing distances (1177 and 985 m) are generally consistent with the similar characteristics of the aircraft (1107 and 966 m) given in Table 1.

Results and discussion

To relieve large airports by transferring regional aircraft service to nearby local aerodromes requires the development of a new generation of aircraft with short takeoff and landing distances (STOL). The set of technical solutions considered in the work for reducing takeoff and landing distances for regional aircraft includes:

- aerodynamic design of a high-lift wing,
- analysis of the effect of spoilers on wing lift control during landing approach,

- analysis of the effect of spoilers on the aerodynamic performance of an airplane model during a run,
- evaluation of the effectiveness of the considered technical solutions for reducing takeoff and landing distances of a regional aircraft ATR 42-600 type.

Aerodynamic design of a high-lift wing

Expanding regional aircraft runway lengths, ensuring their use at a larger number of airfields, is one of the important tasks currently considered in the development of new aircraft configurations. Aerodynamic parameters directly affecting the flight range and runway lengths are cruising aerodynamic quality and available values of maximum wing lift coefficients in takeoff and landing configurations. With the selected wing geometry, the free parameters that affect the cruising quality and lifting properties of the wing are the geometric parameters of the wing airfoils (sections) and high lift devices. According to the significance of influence, these parameters are the second most important factor after the choice of the wing planform.

The paper presents the aerodynamic design of the wing high lift devices of a regional propeller-driven aircraft with the value level $C_{y_{\max}} \approx 3.3$, including:

- the use of a new A18 root profile ($c = 18\%$) with an increased level of lifting properties and satisfactory values of drag and pitching moment in cruise flight,

³ ATR 42-600. atr-aircraft.com. Available at: <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-42-600/> (accessed: 07.12.2023).

⁴ Appendix 4 to Opinion No 02/2019. EASA. Available at: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/71568/en> (accessed: 07.12.2023).

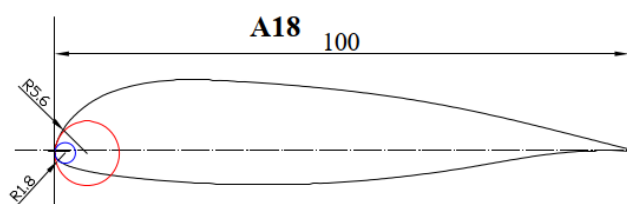


Fig. 4. Geometry of A18 root airfoil

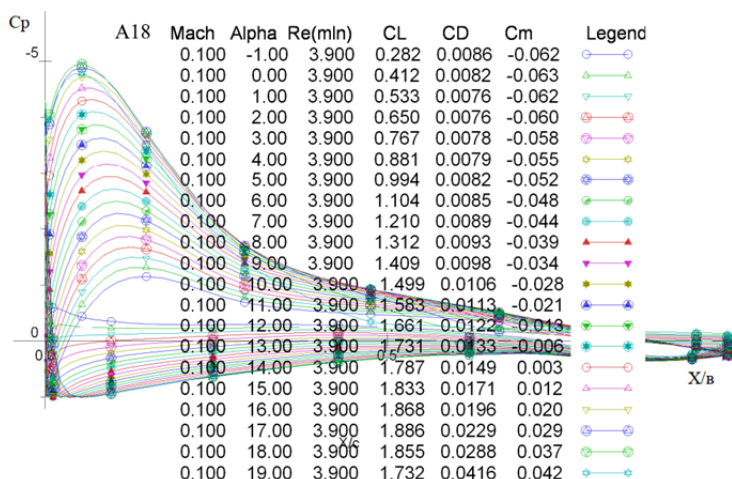


Fig. 5. Design characteristics of the A18 airfoil determined by the VISTRAN program [12]

- design of adaptive trailing edge high lift devices,
- design of a simplified version of the wing leading edge high lift devices, including a slotted Krueger.

To meet the complex requirement for high lifting properties of the wing, the previously developed A18 root airfoil was used [10]. Figure 4 shows the geometry of the A18 airfoil, which is characterized by a thickened rounded nose with an increased radius of mating with the contour of the upper surface of the airfoil and a small radius of mating with the contour of the lower surface. The front positions along the profile chord of maximum concavity and thickness are supplemented by a small “cut” of the lower surface at the end of the profile, reducing balancing losses.

The noted features of the root airfoil geometry provide a rounded (peak-free) pressure distribution shape in the nose section at elevated angles of attack, which, in combination with the remaining declared profile parameters determined using the PARSEC method [11], contrib-

utes to the attached flow around the upper surface up to the values of the coefficient C_y ($CL \approx 1.2$). The subsequent smooth development of separation with an increase in the angle of attack ensures the achievement of high values of the coefficient C_y at low flight speeds ($C_{y_{max}} \approx 1.9$; fig. 5).

With a moderate value of the pitching moment C_m ($|m_z| = 0.063$; $\alpha = 0$), the A18 airfoil has an advantage in the value of the $C_{y_{max}}$ coefficient equal to 8% and 14.5%, compared to the well-known root profiles MS(1)-0318 and NACA 43018 (fig. 6), installed in the wing configurations of a number of regional aircraft.

The first of the specified profiles was used in the root sections of the wing configurations of the regional aircraft Saab 340, Saab 2000 and Let L-610, a modification of the second is installed in the wings of the ATR 42 and ATR 72 aircraft.

The speed characteristics of the A18 profile ($C_x = f(M)$; fig. 7) correspond to the shock-free pressure distribution on the upper surface up to

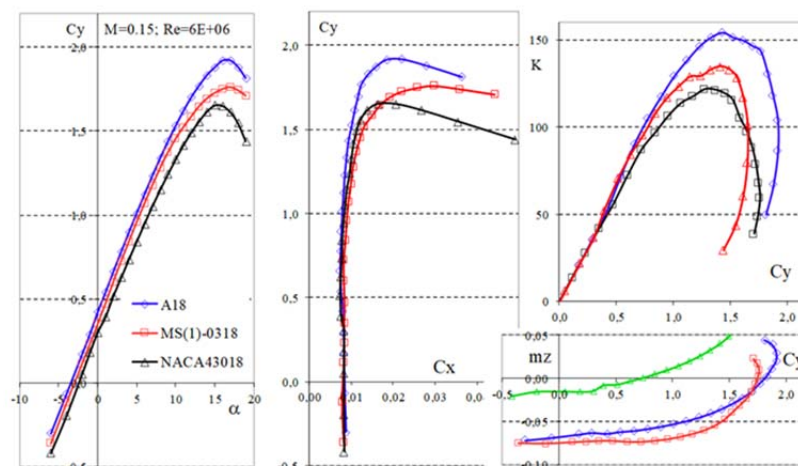


Fig. 6. Comparison of wing root airfoils characteristics

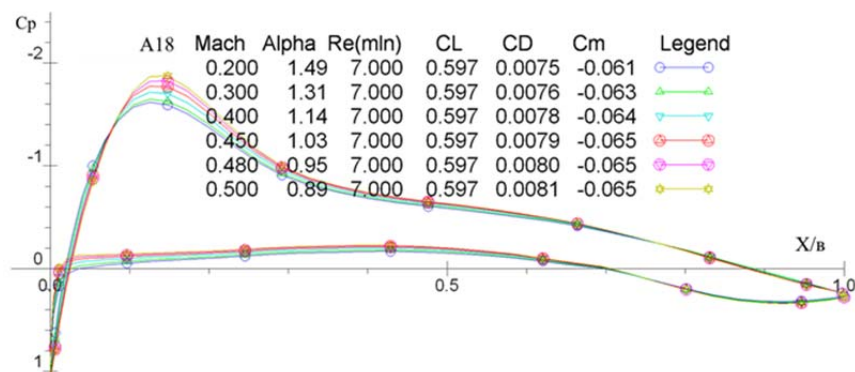


Fig. 7. Effect of Mach number on airfoil drag

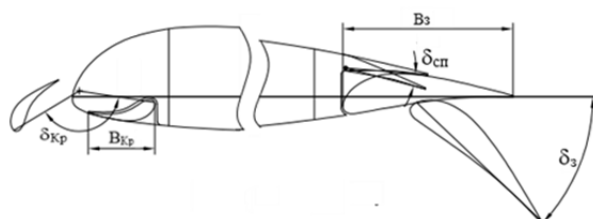


Fig. 8. High-lift system of the wing root section

the Mach number $M \approx 0.5$ ($C_y \approx 0.7$). This value of the Mach number corresponds to the maximum cruising speed $V_{cr,max} = 556$ km/h of the ATR 42-600 aircraft, realized with the calculated value $C_{yw} \approx 0.45$ ($H = 7.2$ km).

To increase the wing lift and reduce the take-off and landing distances of a regional aircraft, an effective leading and trailing edges control surfaces have been developed (fig. 8), including

an adaptive version of the Fowler flap and a slotted Kruger.

Adaptation of the high lift devices in takeoff and landing flight modes is achieved by integrating the extension of a single-slotted flap with a downward turn of the spoiler at small angles. The results of a large cycle of studies of the adaptive flap variant in the TsAGI wind tunnel, published in work [13], showed its increased efficiency, equivalent to

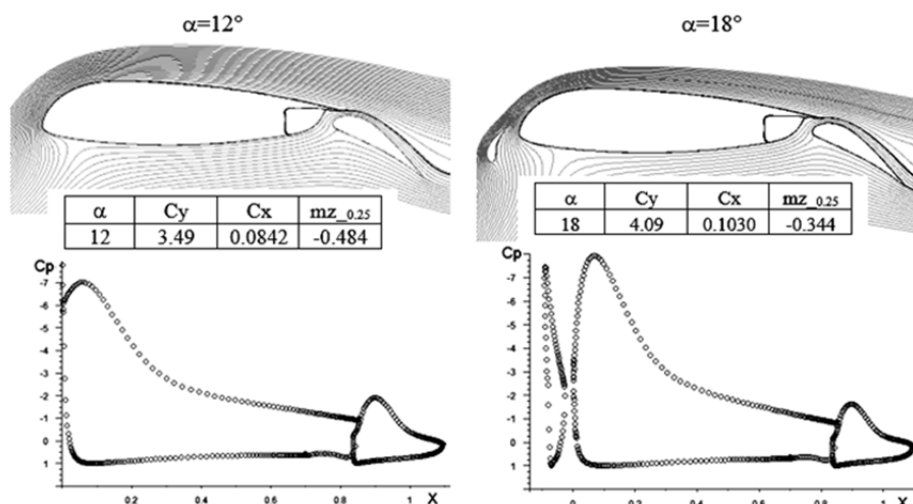


Fig. 9. Effect of the Kruger flap on the wing root section aerodynamic performance ($\delta_f = 35^\circ$; $M = 0.11$; $Re = 3.9 \cdot 10^6$)

an increase in the number of links of a conventional flap by one link. The downward deflection of the spoiler provides both a preliminary turn of the flow in front of the flap and adjustment of the gap size between the trailing edge of the main part of the wing and the flap tip for all operating positions, including small deflection angles. Variation of the gap size in the landing configuration can also be used to control the wing lift and the approach angle without changing the aircraft attitude.

The adaptive version of the trailing edge control surfaces, including the integration of spoilers deflected downwards at small angles with the flap rotation function, is used in the wing configurations of the new long-haul aircraft (LHA) Boeing B 787 [14] and Airbus A350XWB [15]. Both aircraft are based at airports with a runway length of more than 2700 m. The significant reduction in the complexity and weight of the trailing edge control surfaces achieved in this case leads to deterioration of the lifting properties of the wing in takeoff and landing modes compared to the classic version of the trailing edge control surfaces, including a retractable Fowler flap.

The use of only the adaptive version of the flap with a high increment of lift in the linear section is clearly insufficient to achieve the target value of the wing $C_{y_{max}}$ coefficient of 3.3 in the landing configuration; leading edge controls are necessary. The retractable slats currently used in swept wing configurations have complex extension kinematics (along curved guides) and are far

from optimal in terms of lifting properties and drag. The small curvature of the centerline and the presence of a sharp protrusion (“vortex generator”) on the lower surface make it difficult to obtain high $C_{y_{max}}$ values of the wing in the landing configuration. Giving the slat a streamlined shape as a result of its location in a well on the lower surface of the wing leading edge and using simple extension kinematics by rotating the hinge relative to the fixed position allow it to be considered as an alternative option for wing leading edge controls. The test results of an improved slat with a chord of $\approx 12.7\%$ presented in work [16] showed its significant advantage in aerodynamic performance of the wing model compared to the retractable slat with a chord of 15 %. In this paper, instead of the previously used name “improved slat”, the more well-known and frequently used name – slotted Krueger – is adopted.

Calculations of the two-dimensional flow around a power-driven airfoil in a landing configuration with deflected leading and trailing edge control surfaces were carried out within the framework of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The use of a slotted Krueger with increased lifting properties made it possible to reduce the effective angle of attack of the main airfoil due to the flow slope behind the flap and to ensure a favorable flow pattern around the high-lift system to greater values of the angle of attack compared to the previously considered similar configuration without a flap (fig. 9).

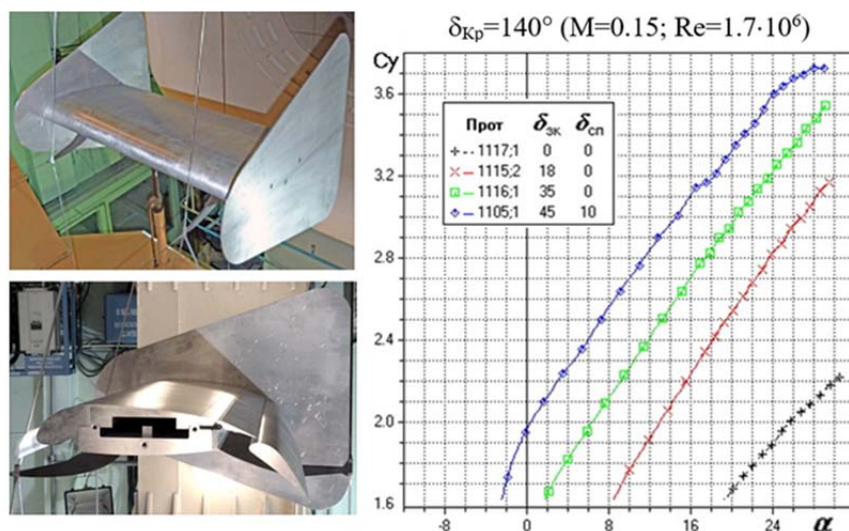


Fig. 10. Wind tunnel tests results of the wing section with a new root airfoil and effective high-lift system

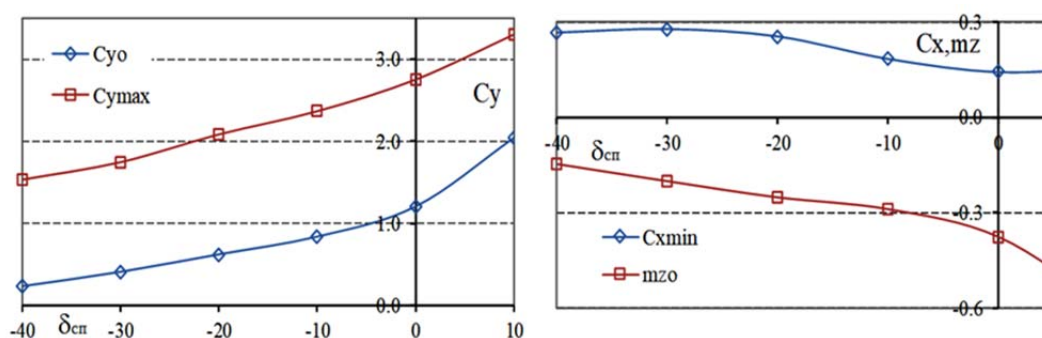


Fig. 11. Effect of the spoiler deflection angle on the model aerodynamic performance with adaptive flap ($\delta_f = 45^\circ$)

The results of the root profile tests with adaptive trailing edge controls and the Krueger flap, conducted in the T-102 wind tunnel in the wing section configuration, showed increases in the critical angle of attack $\Delta\alpha_w \approx 5.5^\circ$ and the $Cy_{\max}$ coefficient ($\Delta Cy_{\max} \approx 0.42$) from the use of the flap. The maximum value $Cy_{\max}$ of the model in the landing configuration was 3.73 (fig. 10).

The upward deflection of the spoiler reduces the concavity of the main part of the wing and increases the size of the gap between the trailing edge of the main profile and the flap nose. This leads to a decrease in the lifting properties of the entire high-lift system both in the linear section and in the area of critical angles of attack (fig. 11). The lifting properties of the model in the landing configuration with a spoiler deflection angle of -30° ($Cy_{\max} \approx 1.6$) are close to similar values of

the model with the original profile. A decrease in the lifting properties of the wing also contributes to the creation of an increment in the pitching moment for pitching up and an increase in drag.

Estimation of takeoff and landing distances of the ATR 42-600 type aircraft with a high-lift wing

The assessment of the lifting properties of the ATR 42-600 aircraft wing, carried out on the basis of the results of calculated and experimental studies of the high-lift wing, showed the following level of increments of the wing in takeoff and landing configurations:

- $\Delta Cy_{\max_TO} = 0.94$ ($\delta_f = 18^\circ$; $\delta_{f_Kr} = 150^\circ$),
- $\Delta Cy_{\max_L} = 1.79$ ($\delta_f = 45^\circ$; $\delta_{f_Kr} = 140^\circ$).

Table 3

Comparison of the performance of an ATR 42-600 aircraft type
with the original and high-lift wings

	Initial wing configuration		Improved wing profile and high lift devices	
	Takeoff	Landing	Takeoff	Landing
$C_{y_{max}}$	1.99	2.47	2.74	3.32
V_s , m/c	52.3	46.6	40.1	35.5
$C_{y_{l.a.}}$		1.63		2.19
$V_{l.a.}$, km/h		206.5		157
Distance, m	1177	984.5	860	810
Runway length, m	1354	1408	989	1158

The predicted level of values of the coefficient $C_{y_{max}}$ of the wing with a modified profile and high lift devices, obtained according to the previously described method, can be:

- $C_{y_{max}} = 1.79$ – cruising configuration,
- $C_{y_{max}} = 2.74$ – takeoff configuration,
- $C_{y_{max}} = 3.32$ – landing configuration

The increase in the $C_{y_{max}}$ values of the wing in takeoff ($\Delta C_{y_{max}} = 40.5\%$) and landing (39.4 %) modes, obtained as a result of using the new wing profile and high lift devices, made it possible to significantly reduce the calculated values of the aircraft takeoff and landing distances and the required runway lengths (tab. 3), determined with regard to the safety factors of 1.15 (takeoff) and 1.43 (landing) for the declared takeoff and landing values of the aircraft weight, equal to 18,600 kg and 18,300 kg, respectively (see Table 1).

The noticeable differences in the takeoff and landing distances and required runway lengths of the ATR 42-600 aircraft, obtained with the same mass and thrust values of the aircraft characteristics, are due to the differences in the lifting properties of the two wing variants ($C_{y_{max}}$).

In accordance with the methodology used to evaluate the takeoff and landing distances of the aircraft, the resulting reduction in the takeoff distance corresponds to the level of the $C_{y_{max}}$ increment of the wing, while for the landing distance, where the $C_{y_{max}}$ value affects only the length of the landing section, the reduction was only 16.6%. However, a significant increase in the lift coefficient value during the landing approach ($C_{y_{l.a.}} = C_{y_{max}} / 1.23^2$), as well as the ex-

pected increase in drag in the landing configuration, can be used for a steep approach for landing in order to reduce the length of the air leg and the negative impact of noise on neighboring residential areas of the local airport.

A comparison of the landing approach speed of the ATR 42-600 aircraft with the developed high-lift wing with the landing approach speed values ($V_{l.a.}$) of known civil and military aircraft given in work [6] is shown in Figure 12.

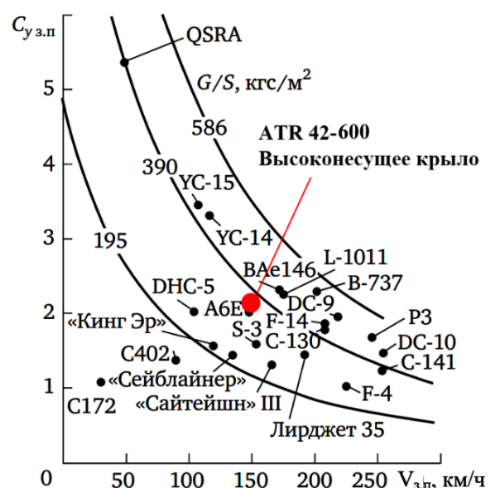


Fig. 12. Approach speeds for civil and military aircraft

The dependence of the landing approach angle (θ) on the ratio of drag (X) to lift (Y), as well as on engine thrust (T) and aircraft weight (G), given for the condition $V = \text{const}$,

$$\sin(\theta) = \frac{X}{Y} - \frac{T}{G} = \frac{1}{K} - \frac{T}{G}. \quad (5)$$



Fig. 13. Photo of the ATR 42-600S (STOL) aircraft

makes it possible to use the increase in aircraft drag with deflected high lift devices and engine thrust control for a steep approach.

To control an aircraft when flying along a steep glide path, a direct lift control system (DLCS) is also required, with the help of which it is possible to change the descent rate without changing the aircraft orientation in space. At the same time, to ensure good visibility and eliminate the leveling mode during landing, the wing must have high values of the lift coefficient at small pitch angles [6].

The devices that allow the wing lift to be controlled during landing include high-speed flaps and multifunctional spoilers used in conjunction with the aircraft longitudinal controls. A previous study of the effectiveness of external spoilers on a light transport aircraft model in a landing configuration showed that their deflection by an angle of $\delta_{af} = -25^\circ$ leads to a decrease in aerodynamic quality and $C_{y_{max}}$ by an average of 11%. A greater effect can be achieved by deflecting internal spoilers.

Evaluation of takeoff and landing distances of the ATR 42-600S aircraft type with the original wing aerodynamics

In 2020 the regional aircraft manufacturer ATR announced its intention to launch a new version of the ATR 42-600S aircraft (fig. 13), capable of taking off and landing on a runway with a length of 800 m⁵. The introduction of a

new version of the STOL aircraft should expand its capabilities for operation at a larger number of airfields with a runway length not exceeding 1000 m. Thus, ATR intends to enter the market of 19-seater aircraft with a projected demand of more than 500 aircraft.

Providing short takeoff and landing distances is expected to be achieved by implementing a number of modifications to the basic model of the ATR 42-600 aircraft, including:

- replacement of the original Pratt & Whitney Canada PW127 engines (2400 hp) with a more powerful PW120XT-L series (2750 hp) with greater takeoff thrust,
- a new braking system with automatic extension of spoilers during takeoff,
- increased flap deflection angle during takeoff from 15° to 25° ,
- increased area of the vertical tail and rudder to counteract the yaw moment in the event of engine failure,
- rudder deflection to counteract the yaw moment in the event of engine failure.

In accordance with the concept adopted by the developer, the STOL mode also assumes a reduction in the maximum takeoff weight of the aircraft from $G_0 = 18,600$ kg to 16,032 kg as a result of reductions in payload (coefficient 0.7) and flight range to 200 NM (370.4 km). The landing weight of the aircraft, taking into account 5% of the remaining fuel from the takeoff value of 577 kg, is estimated at 15,484 kg.

The expected takeoff and landing performance of the modified ATR 42-600S aircraft,

⁵ ATR 42-600S. atr-aircraft.com. Available at: <https://www.atr->

[aircraft.com/wpcontent/uploads/2022/06/ATR_Fiche42-600S-3.pdf](https://www.atr-aircraft.com/wpcontent/uploads/2022/06/ATR_Fiche42-600S-3.pdf) (accessed: 07.12.2023).

Table 4

Take-off and landing performance of the modified ATR 42-600S aircraft

Pratt & Whitney Canada engines	PW127XT-L
Takeoff power, hp	2 × 2750
Weights	
Maximum takeoff weight (MTOW), kg	18600
Maximum landing weight (MLW), kg	18300
Maximum weight without fuel, kg	17000
Empty weight, kg	11850
Maximum payload weight (PL), kg	5150
Maximum fuel weight, kg	4500
Aerodrome characteristics	
Takeoff distance, m (under the following conditions):	
- Takeoff weight for a flight of 370.4 km (70% PL, ISA, SL)	800
- Takeoff weight for a flight of 555.6 km (PL _{max} , ISA+10, SL)	920
Landing distance, m (under the following condition):	
Takeoff weight for a flight of 370.4 km (70% PL, ISA, SL)	810
Standard flight range, km	370.4
Fuel weight, kg	577

taken from the official data of the developer, are given in Table 4.

With the specified aerodynamics of the ATR 42-600S aircraft for the takeoff flap position ($\delta_f = 25^\circ$, $C_{y_{\max}} \approx 2.24$) and adjusted weight characteristics, the following calculated values of takeoff and landing distances and required runway lengths were obtained:

- takeoff – $L_{T,D} = 683$ m ($L_{RWY} = 1.15$, $L_{LD} = 786$ m),
- landing – $L_{LD} = 707$ m ($L_{RWY} = 1.43$, $L_{LD} = 1011$ m).

When calculating the landing distance, the average statistical reduction in the takeoff distance was taken into account when using the braking system with the spoilers extension on the roll⁶, which allows reducing the run section by $\approx 30\%$ ($\Delta L_{\text{run}} = -173$ m).

An additional reduction in the landing distance and required runway length is possible when landing on a steep glide path with an approach angle exceeding the fixed value of 3° for Instrument Landing Systems. Currently, an in-

creased approach angle is used at a number of airports, for example, at London City Airport [9].

The increase of the approach angle for the ATR 42-600S aircraft from 3° to 5.5° additionally reduces the air leg length by $\Delta L_{\text{as}} = -131$ m and the landing distance to 576 m, providing a calculated value of the required runway length of 824 m, close to the declared value of 810 m (tab. 4).

Evaluation of takeoff and landing distances of the ATR 42-600 aircraft type with improved wing aerodynamics

A similar assessment of takeoff and landing distances was carried out for the ATR 42-600 aircraft using the calculated values of the $C_{y_{\max}}$ coefficient of the wing with modified profiling and high lift devices in takeoff and landing modes. Increasing the wing lifting properties to the values of $C_{y_{\max}} = 2.74$ – takeoff configuration and $C_{y_{\max}} = 3.32$ – landing configuration allows, while maintaining the initial weight data of the aircraft, to ensure the following estimated takeoff and landing characteristics:

⁶ FSF ALAR Briefing Note 8.3. Landing Distances. flightsafety.org. Available at: https://flightsafety.org/files/alar_bn8-3-distances.pdf (accessed: 07.12.2023).

- takeoff – $L_{T,D} = 750$ m ($L_{RWY} = 1.15$, $L_{LD} = 862$ m),
- landing – $L_{LD} = 811$ m ($L_{RWY} = 1.43$, $L_{LD} = 1159$ m).

The use of spoilers on the landing roll ($\Delta L_{run} = -173$ m) and steep approach for landing $\theta = 5.5^\circ$ ($\Delta L_{as} = -131$ m) significantly reduces the landing distance and the required runway length to the values of $L_{LD} = 528$ m and $L_{RWY} = 1.43$, $L_{LD} = 755$ m.

To meet the runway length requirement at takeoff, an increase in the lifting properties of the wing in the takeoff configuration was considered by increasing the flaps angle from 18° to 25° . Most high-lift devices of the trailing edge of regional aircraft have the ability to select several discrete high-lift device deflection angles during takeoff, depending on the takeoff weight and the available runway length. An increase in the flap angle leads to an increase in the $C_{y_{max}}$ values of the wing, a decrease in the stall speed V_s and, accordingly, the takeoff roll length. However, the accompanying increase in drag and decrease in aerodynamic quality can lead to an increase in the length of the air leg. It can also be difficult to meet the airworthiness standards for the climb gradient value on the second leg, especially with a failed engine.

$$\sin \theta = T / G - X / Y.$$

A rational choice of the takeoff configuration of the high-lift devices depends on the takeoff weight and consists in finding the optimal compromise between maximum lift and aerodynamic quality.

The expected $C_{y_{max}}$ value of a high-lift wing from changing the flap angle from 18° to 25° , determined on the basis of the calculated $C_{y_{max}}$ values for takeoff and landing configurations, may be 2.91. This allows us to come significantly closer to meeting the runway length requirement ($L_{as} = 706$ m; $L_{RWY} = 1.15$ $L_{LD} = 811$ m)

A similar effect on reducing the takeoff distance can also be achieved by reducing the initial takeoff weight of the aircraft from 18,600 kg to 17,251 kg by reducing the payload weight by 26% or the flight range. In this case, the calcu-

lated values of the aircraft takeoff performance, while maintaining the flap angle of 18° , will meet the basing requirement of an ATR 42-600S aircraft on a runway no longer than 800 m, achieved with a smaller reduction in payload and a greater flight range, relative to the ATR 42-600 aircraft ($L_{as} = 696$ m; $L_{RWY} = 1.15$ $L_{LD} = 800$ m).

Of the two considered options for reducing the takeoff distance of an ATR 42-600 aircraft, the option with an increase in the lifting properties of the wing by $\Delta C_{y_{max}} = 0.172$ or by 6.3% relative to the initial value $C_{y_{max}} = 2.74$ is more preferable. The latter can be achieved by optimizing the geometric parameters and positions of the considered wing high lift devices with a minimum increment of profile drag.

Conclusion

Two approaches were considered to reduce takeoff and landing distances of regional aircraft.

The first, proposed by the Franco-Italian consortium, included replacing the original ATR 42-600 engines with more powerful PW120XT-L series (2×2750 hp), increasing the flap angle during takeoff to 25° . A new braking system was also developed and the takeoff weight was reduced to 16,032 kg by reducing the payload and the flight range to 370.4 km.

The proposed modifications of the ATR 42-600 aircraft made it possible to reduce the takeoff distance to $L_{as} = 683$ m ($L_{RWY} = 786$ m), however, in the landing configuration, an additional increase in the approach angle from 3° to 5.5° is required, which makes it possible to reduce the landing distance from 707 m to 576 m ($L_{RWY} = 824$ m).

In the second approach, the main attention was focused on increasing the wing lift. The development of new wing airfoil with an increased lifting properties, as well as the design of effective high lift devices, made it possible to significantly increase the level of the $C_{y_{max}}$ coefficient values of the regional aircraft wing to the following values:

- cruise configuration – $C_{y_{max}} = 1.79$,
- takeoff configuration – $C_{y_{max}} = 2.74$,
- landing configuration – $C_{y_{max}} = 3.32$,

which significantly exceed similar $C_{y_{\max}}$ values of the ATR 42-600 aircraft wing with a double-slotted rotary flap: 1.57, 2.0 ($\delta_f = 15^\circ$) and 2.47 ($\delta_f = 35^\circ$).

The achieved level of lift values, as well as the use of spoilers during takeoff roll and a steep landing approach ($\theta = 5.5^\circ$), provide a reduction in the landing distance of the ATR 42-600 aircraft to $L_{LD} = 528$ m ($L_{RWY} = 755$ m). It is impossible to meet the requirement for the runway length during takeoff with the initial engine power (2×2400 hp) ($L_{as} = 808$ m; $L_{RWY} = 930$ m). The considered increase in engine power to $N = 2 \times 2750 = 5500$ hp (ATR 42-600S aircraft), as well as increase of the flap angle to 25° ($\Delta C_{y_{\max}} = 0.172$) made it possible to come closer to meeting the runway length requirement ($L_{as} = 706$ m; $L_{RWY} = 811$ m) while maintaining the original data of the ATR 42-600 aircraft.

References

1. Schoenberg, A. (2023). Turboprop market report. Exploring future technology. *TrueNoord*, June. Available at: <https://www.truenoord.com/turboprop-market-report-2023/> (accessed: 07.12.2023).
2. Vecchia, P.D. (2013). Development of methodologies for the aerodynamic design and optimization of new regional turboprop aircraft: Doctoral Thesis. Naples: University of Naples FEDERICO II, 229 p.
3. Hahn, A.S. A conceptual design of a short takeoff and landing regional jet airliner. *NASA*, 9 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100003051/downloads/20100003051.pdf> (accessed: 07.12.2023).
4. Heinemann, P., Schmidt, M., Will, F., Shamiyeh, M., Jeftberger, C., Hornung, M. (2016). Conceptual studies of a transport aircraft operating out of inner-city airports. In: *Conference: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK)*. Germany, Braunschweig. Available at: https://www.researchgate.net/publication/308208136_Conceptual_Studies_of_a_Transport_Aircraft_Operating_out_of_Inner-City_Airports (accessed: 07.12.2023).
5. Karpov, A.E., Nesterenko, B.G., Ovdienko, M.A., Varyukhin, A.N., Vlasov, A.V. (2020). Development of top-level requirements for regional aircraft based on the needs of the Russian market. In: *10th EASN International Conference on Innovation in Aviation & Space to the Satisfaction of the European Citizens (10th EASN 2020)*, September 2–5, vol. 1024. ID: 012070. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012070 (accessed: 07.12.2023).
6. Petrov, A.V. (2018). Aerodynamics of transport aircraft for short takeoff and landing with lift augmentation systems. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 736 p. (in Russian)
7. May, F., Widdison, C.A. (1971). STOL High-Lift design study. Vol. I. State-of-the-art review of STOL aerodynamic technology. Publisher: PN, 205 p.
8. Rudolph, P.K.C. (1996). High-Lift systems on commercial subsonic airliners. *NASA Contractor Report 4746*, 166 p.
9. Raymer, D.P. (1992). Aircraft design: a conceptual approach. Published by: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 760 p.
10. Mikhailov, Yu.S., Potapchik, A.V., Gracheva, T.N. (2023). Airfoil of a regional aircraft wing. Patent RU no. 2792363 C1, IPC b64C3/14: publ. March 21, 11 p. (in Russian)
11. Sobieczky, H. (1999). Parametric airfoil and wings. In book: *Recent development of aerodynamic design methodologies*. Notes on numerical fluid mechanics (NNFM), vol. 65, pp. 71–88. DOI: 10.1007/978-3-322-89952-1_4
12. Volkov, A.V., Lyapunov, S.V. (1993). Method for calculating transonic flow around an airfoil with consideration of the entropy change at shock waves. *Uchenyye zapiski TsAGI*, vol. 24, no. 1, pp. 3–11. (in Russian)
13. Petrov, A.V., Stepanov, Yu.G., Yudin, G.A. (1996). Aerodynamics of takeoff and landing wing mechanization. In: *TsAGI: osnovnyye etapy nauchnoy deyatel'nosti 1968–1993: sbornik nauchnykh statey*. Moscow: Nauka, pp. 49–59. (in Russian)
14. Nelson, T. (2005). 787 Systems and performance. *Boeing*, 36 p. Available at: <https://>

www.myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf (accessed: 07.12.2023).

15. Reckzeh, D. (2014). Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts. *In: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS*, 10 p. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/paper/s/2014_0133_paper.pdf (accessed: 07.12.2023).

16. Mikhailov, Yu.S. (2020). Increase in high-lift devices efficiency of swept wing. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 6, pp. 101–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-7101-120 (in Russian)

Список литературы

1. Schoenberg A. Turboprop market report. Exploring future technology [Электронный ресурс] // TrueNoord, June 2023. URL: <https://www.truenoord.com/turboprop-market-report-2023/> (дата обращения: 07.12.2023).

2. Vecchia P.D. Development of methodologies for the aerodynamic design and optimization of new regional turboprop aircraft: Doctoral Thesis. Naples: University of Naples FEDERICO II, 2013. 229 p.

3. Hahn A.S. A conceptual design of a short takeoff and landing regional jet airliner [Электронный ресурс] // NASA, 9 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100003051/downloads/20100003051.pdf> (дата обращения: 07.12.2023).

4. Heinemann P. Conceptual studies of a transport aircraft operating out of inner-city airports / P. Heinemann, M. Schmidt, F. Will, M. Shamiyeh, C. Jeftberger, M. Hornung [Электронный ресурс] // Conference: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK). Germany, Braunschweig, 2016. URL: https://www.researchgate.net/publication/308208136_Conceptual_Studies_of_a_Transport_Aircraft_Operating_out_of_Inner-City_Airports (дата обращения: 07.12.2023).

5. Karpov A.E. Development of top-level requirements for regional aircraft based on the needs of the Russian market / A.E. Karpov, B.G. Nesterenko, M.A. Ovdienko, A.N. Varyu-

khin, A.V. Vlasov [Электронный ресурс] // 10th EASN International Conference on Innovation in Aviation & Space to the Satisfaction of the European Citizens (10th EASN 2020), 2–5 September 2020. Vol. 1024. ID: 012070. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012070 (дата обращения: 07.12.2023).

6. Петров А.В. Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.

7. May F., Widdison C.A. STOL High-Lift design study. Vol. I. State-of-the-art review of STOL aerodynamic technology. Publisher: PN, 1971. 205 p.

8. Rudolph P.K.C. High-Lift systems on commercial subsonic airliners // NASA Contractor Report 4746, 1996. 166 p.

9. Raymer D.P. Aircraft design: a conceptual approach. Published by: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. 760 p.

10. Михайлов Ю.С., Потапчик А.В., Грачева Т.Н. Аэродинамический профиль крыла регионального самолета. Патент № RU 2792363 C1, МПК B64C3/14: опубл. 21.03.2023, 11 с.

11. Sobieczky H. Parametric Airfoil and Wings. Parametric airfoil and wings. In book: Recent development of aerodynamic design methodologies. Notes on numerical fluid mechanics (NNFM), 1999. Vol. 65. Pp. 71–88. DOI: 10.1007/978-3-322-89952-1_4

12. Волков А.В., Ляпунов С.В. Метод расчета трансзвукового обтекания профиля с учетом изменения энтропии на скачках уплотнения // Ученые записки ЦАГИ. 1993. Т. 24, № 1. С. 3–11.

13. Петров А.В., Степанов Ю.Г., Юдин Г.А. Аэродинамика взлетно-посадочной механизации крыла // ЦАГИ: основные этапы научной деятельности 1968–1993: сборник научных статей. М.: Наука, 1996. С. 49–59.

14. Nelson T. 787 Systems and performance [Электронный ресурс] // Boeing. 2005. 36 p. URL: <https://www.myhres.com/Boeing-787-Systems-and-Performance.pdf> (дата обращения: 07.12.2023).

15. Reckzeh D. Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts [Электронный ресурс] // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS, 2014. 10 p. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0133_paper.pdf (дата обращения: 07.12.2023).

16. Михайлов Ю.С. Повышение эффективности механизации стреловидного крыла // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 6. С. 101–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-6-7101-120

Information about the author

Yuri S. Mikhailov, Candidate of Technical Sciences, Chief Researcher of Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), mikh47@yandex.ru.

Сведения об авторе

Михайлов Юрий Степанович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, mikh47@yandex.ru.

Поступила в редакцию	29.05.2024	Received	29.05.2024
Одобрена после рецензирования	08.07.2024	Approved after reviewing	08.07.2024
Принята в печать	26.09.2024	Accepted for publication	26.09.2024

УДК 629.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89

Основные принципы построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов

М.И. Мясников¹, И.Р. Ильин²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

²Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова, Томилино, Россия

Аннотация: Настоящая работа посвящена рассмотрению основных принципов построения структуры и алгоритмов систем управления полетом конвертопланов на примере винтокрылых летательных аппаратов V-22 Osprey и AW609. Приводится краткий обзор летно-технических характеристик конвертопланов. Приведены характерные коридоры конвертации на примере конвертопланов XV-15 и AW609. Рассмотрены принципы построения систем управления конвертопланов V-22 и AW609. Перечислены цели проектирования автоматической системы управления конвертируемого летательного аппарата. Подробно рассмотрена структура системы управления. Рассмотрены принципы построения законов управления для нормального (Normal Mode) и прямого (Direct Mode) режимов работы. Рассмотрены схемы гидравлических систем для привода исполнительных органов управления. Даны примеры построения структур основных систем управления конвертопланов V-22 и AW609 с тройным резервированием. Приведены основные характеристики законов управления конвертопланов. Рассмотрены основные функции автоматических систем управления конвертопланов. Рассмотрены методы обеспечения высокой надежности системы управления полетом, способы снижения нагрузки на экипаж с целью обеспечения соответствия нормативным требованиям пилотажных характеристик конвертоплана V-22. Рассмотрены особенности построения системы управления полетом и требования к законам управления конвертоплана AW609, которые позволяют улучшить пилотажные характеристики, снизить нагрузку на экипаж и повысить надежность системы управления. В качестве примера приведен вариант синтеза алгоритмов автоматической системы управления (автопилота) легкого конвертоплана для всех режимов полета (вертолетного, самолетного и переходного). Показана возможность использования относительно простых алгоритмов и структуры системы автоматического управления в процессе полета и при переходе между режимами вертолетный – самолетный – вертолетный.

Ключевые слова: конвертоплан, законы управления, ЭДСУ, алгоритмы, система управления полетом, система автоматического управления, математическая модель динамики полета, городская аэромобильность.

Для цитирования: Мясников М.И., Ильин И.Р. Основные принципы построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 70–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89

Basic principals of the tiltrotors flight control system architecture and algorithms

M.I. Myasnikov¹, I.R. Ilyin²

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

²National Helicopter Center Mil&Kamov, Tomilino, Russia

Abstract: This study describes the main structure and algorithm development principles of flight control systems for tiltrotor aircraft using the example of rotary-wing aircraft V-22 Osprey and AW609. A brief overview of convertiplane performance is provided. Typical conversion corridors are given using the example of convertiplanes XV-15 and AW609. The principles of V-22 and AW609 tiltrotor control system development are described. The design objectives of the automatic control system of the convertible aircraft are listed. The structure of the control system is discussed in detail. The development principles of control laws for Normal and Direct operational modes are described. Hydraulic power supply systems for control actuators are considered.

Examples of the main control system architecture with triple redundancy for V-22 and AW609 convertiplanes are given. Main characteristics of tiltrotor control laws are given. Main functions of tiltrotor automatic control systems are described. Methods for ensuring high reliability of the flight control system, ways to reduce crew workload in order to ensure compliance with the regulatory requirements of V-22 tiltrotor handling qualities are considered. Features of AW609 tiltrotor flight control system development, requirements for control laws which make it possible to reduce crew workload, improve handling qualities and increase the reliability of the control system are considered. As an example, the automatic flight control system (autopilot) algorithm synthesis of a light tiltrotor for all flight modes (helicopter, aircraft and conversion) is given. The possibility of using a relatively simple algorithms and structure of automatic control system during the flight and conversion between the helicopter – aircraft – helicopter modes is shown.

Key words: tiltrotor, control laws, fly-by-wire control, algorithms, flight control system, automatic control system, mathematical model of flight dynamics, urban air mobility.

For citation: Myasnikov, M.I., Ilyin, I.R. (2024). Basic principals of the tiltrotors flight control system architecture and algorithms. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 70–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89

Введение

Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по преобразуемым в полете винтокрылым летательным аппаратам – конвертопланам, проводимые с начала 50-х гг. прошлого века в ведущих авиационных державах мира (прежде всего в США и Европе), завершились созданием ряда экспериментальных и серийных машин (XV-3, XV-15, Bell/Boeing V-22 Osprey, V-280 Valor, AgustaWestland AW609). В настоящее время конвертопланы применяются в авиации военного назначения (Bell/Boeing V-22 Osprey, V-280 Valor), и вскоре планируется начало их эксплуатации в гражданской авиации (AgustaWestland AW609). Летательные аппараты, построенные по такой схеме, в будущем могут быть использованы как в пилотируемом, так и в беспилотном вариантах, в том числе в качестве аэротакси для перевозки пассажиров или для специализированного применения различными городскими службами, включая полицию, скорую медицинскую помощь и пожарную охрану.

Построение структуры и синтез алгоритмов работы систем управления конвертопланов является сложной многопараметрической задачей в силу сочетания у таких летательных аппаратов режимов полета как вертолетов, так и самолетов. Научные исследования в области конструкции, аэродинамики, динамики полета и систем управления конвертопланов с поворотными на 90° несущими винтами проводятся в России [1–4] и за рубе-

жом [5–24] уже несколько десятилетий. Большой объем научных исследований в области динамики полета и систем управления конвертопланов проводился в США на этапе разработки аппаратов XV-15 [12, 13] и V-22 Osprey [14–16].

Благодаря сочетанию основных качеств вертолета и самолета конвертопланы обладают рядом преимуществ перед этими летательными аппаратами, ключевыми из которых являются:

- возможность выполнения режима висения, вертикального взлета и посадки,
- высокая скорость горизонтального полета,
- большие, чем у вертолетов, продолжительность и дальность полета.

Из недостатков конвертопланов по сравнению с классическими вертолетами следует отметить более высокую скорость снижения на режиме авторотации, обусловленную большей, чем у вертолетов, удельной нагрузкой на диск винта.

Bell/Boeing V-22 и AgustaWestland AW609 являются яркими представителями класса винтокрылых летательных аппаратов с вертикальным/коротким взлетом и посадкой (в англоязычной литературе V/STOL). Благодаря повороту осей вращения своих двух несущих винтов они способны совершать полет в вертолетном или самолетном режиме. В вертолетном режиме оси винтов повернуты на 90° относительно строительной горизонтали летательного аппарата (ЛА). В самолетном режиме полета оси винтов устанавливаются горизонтально (0° относительно фюзеле-

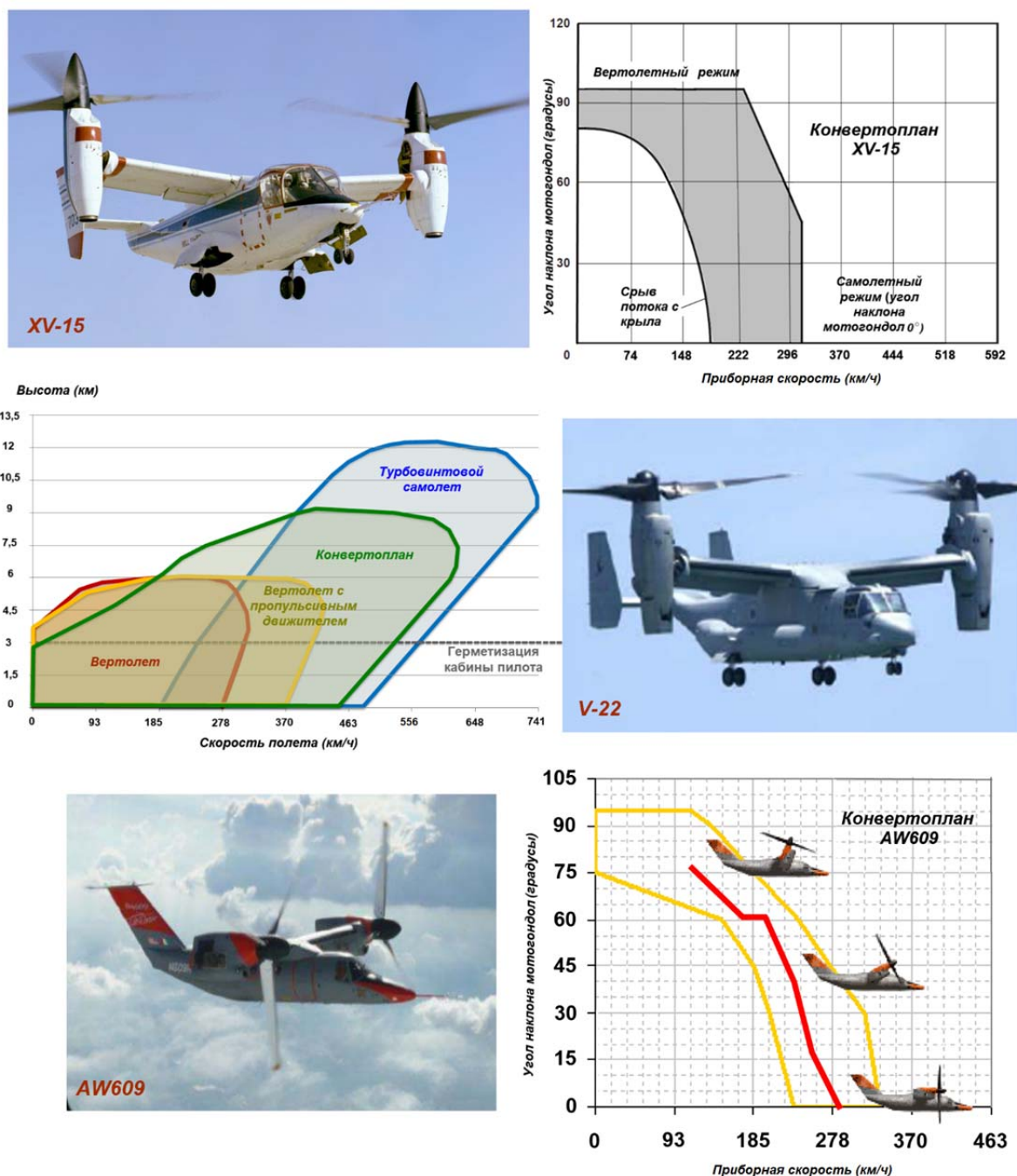


Рис. 1. Общий вид, коридоры конвертации и эксплуатационные режимы полета конвертопланов XV-15, V-22 Osprey и AW609

Fig. 1. General view, conversion corridors and operational flight modes of convertiplanes XV-15, V-22 Osprey and AW609

ляжа). Таким образом, подъемная сила в самолетном режиме создается крылом конвертоплана, а винты создают только пропульсивную силу тяги. Далее летательный аппарат функционирует как обычный самолет с воздушными винтами переменного шага. В самолетном режиме ЛА достигает скоро-

стей полета, которые могут превышать в два раза скорость обычного вертолета, в то же время дальность полета возрастает в 3 раза.

На рис. 1 [13, 17, 18] видно, что эксплуатационные режимы полета этих конвертопланов занимают промежуточное положение между режимами полета самолета и вертолета.

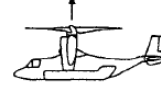
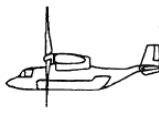
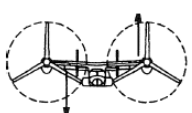
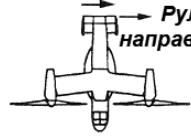
Каналы управления			
Тангаж	Крен	Тяга	Курс
Режим ВКЛА			
Циклический шаг по тангажу	Дифференциальный общий шаг и циклический шаг по крену	Управление оборотами/общим шагом винтов	Дифференциальный циклический шаг по тангажу
			
Режим самолета			
Руль высоты	Флапероны	Управление оборотами/общим шагом винтов	Руль направления
			

Рис. 2. Управление конвертопланом V-22 Osprey на различных режимах полета
Fig. 2. Control of V-22 Osprey tiltrotor in different flight modes

Конвертоплан военного назначения V-22 Osprey

Boeing/Bell V-22 – многофункциональный военный конвертоплан, который может использоваться для выполнения боевых задач, поисково-спасательных операций, специальных задач и транспортных операций. С максимальной взлетной массой 27,4 т при коротком разбеге и 23,4 т при вертикальном взлете он может перевозить 9 т груза или 6,8 т на внешней подвеске. Максимальная скорость конвертоплана 510 км/ч. Проект создания V-22 был начат в 1983 г. Свой первый полет он совершил в 1989 г., а введен в эксплуатацию лишь спустя 16 лет в 2005 г. Разработка V-22 является наглядным примером сложности создания такого преобразуемого ЛА, который сочетает в себе особенности управления вертолетом и трудности, связанные с управлением переходными режимами, включая взаимодействие в контуре пилот – летательный аппарат. По состоянию на 2019 г. в эксплуатации находились 375 машин, общий налет которых превысил отметку 500 000 летных часов. Главный эксплуатант конверто-

плана – вооруженные силы США, включая ВМФ, Корпус морской пехоты и ВВС. Разработка V-22 опиралась в основном на опыт, приобретенный компанией Bell начиная с 1950-х гг. главным образом при создании экспериментального конвертоплана XV-15, который впервые взлетел в 1977 г. [17].

Конвертоплан V-22 – двухдвигательный высокоплан поперечной схемы. В вертолетном режиме управление ЛА осуществляется изменением общего и циклического шага несущих винтов аналогично тому, как это делается при управлении вертолетом. Так, изменение циклического шага по тангажу управляет тангажом ЛА, управление креном обеспечивается изменением дифференциального общего шага совместно с управлением циклическим шагом по крену. Путь управления осуществляется изменением дифференциального циклического шага по тангажу. Управление в канале высоты достигается симметричным изменением общего шага несущих винтов. В самолетном режиме управление производится при помощи руля высоты, флаперонов и руля направления. На рис. 2 [20] показаны способы управления конвертопланом на различных режимах полета. На пере-

ходном режиме задействованы как вертолетные, так и самолетные органы управления. Руль высоты, флапероны и рули направления работают на всех режимах полета и повышают эффективность управления циклическим шагом несущих винтов во время скоростного полета в вертолетном режиме.

При синтезе законов управления V-22 учитывался опыт разработки демонстратора XV-15, а также результаты, полученные в программе ADOCS (перспективная система цифрового/оптического управления). XV-15 создавался как летающая лаборатория для подтверждения концепции преобразуемого ЛА. Опыт моделирования и летных испытаний XV-15 был напрямую применен для улучшения управляемости и устойчивости V-22. Аналогично архитектура законов управления ADOCS была использована в качестве прототипа для синтеза законов управления V-22. Основная особенность этой архитектуры – разделение системы управления на два уровня: основная система управления, PFCS (ОСУП), и автоматическая система управления, AFCS (АСУП). Подобное разделение необходимо для уменьшения влияния последствий отказа АСУП на пилотажные характеристики ЛА при управлении с помощью ОСУП в аварийном режиме [19].

Архитектура системы управления

Структура системы управления полетом V-22 приведена на рис. 3 [21]. В системе управления V-22 применена цифровая электродистанционная система управления (ЭДСУ), состоящая из ОСУП и АСУП. Надежность ОСУП допускает один отказ на 10 000 000 летных часов. Надежность АСУП рассчитана на один отказ на 2 155 летных часов. Система управления полетом имеет тройное резервирование с каналами внутреннего и внешнего контроля и обеспечивает возможность двукратного отказа ОСУП и однократного отказа АСУП.

В процессе выполнения программы разработки V-22 компания Boeing создала архитектуру системы управления, повышающую ее безопасность и надежность путем разделения

законов управления на критические для безопасного завершения полета и критические для выполнения полетного задания (миссии). Как показано на рис. 4 [19], законы управления функционально разделены в ОСУП и АСУП. На физическом уровне каждая система использует свой собственный процессор. ОСУП обеспечивает функционирование критических для безопасности полета законов управления и обладает более высоким уровнем надежности, чем АСУП, необходимая прежде всего для успешного выполнения полетного задания. ОСУП позволяет сохранить минимально требуемый уровень управляемости ЛА в случае множественного отказа системы управления, в то время как АСУП обеспечивает ЛА улучшенными пилотажными свойствами для завершения полетного задания при любых обстоятельствах. Требуемый уровень надежности ОСУП достигается путем распределения аппаратной части и программного обеспечения, минимизации количества датчиков входных сигналов и уменьшения сложности законов управления.

Разделение и ограничение команд АСУП и ОСУП позволяет минимизировать влияние отказа АСУП на пилотажные характеристики ЛА. Компьютер управления полетом задает управляющие команды для режимов полета на автопилоте, которые передаются в качестве управляющих воздействий в АСУП. Структурная схема гидравлической системы управления V-22 представлена на рис. 5 [17].

Цели проектирования ОСУП

Изначальная цель разработки ОСУП – обеспечение минимального 2-го уровня пилотажных характеристик (в соответствии со стандартом ADS-33E [22]) для выполнения всех задач в рамках эксплуатационного режима полета. При назначении минимального 2-го уровня пилотажных свойств для полета с ОСУП предполагалось, что будут обеспечиваться приемлемые пилотажные характеристики для завершения полетного задания при отказе или отключении АСУП. Конструкция ОСУП задумана с использованием минимальной степени улучше-

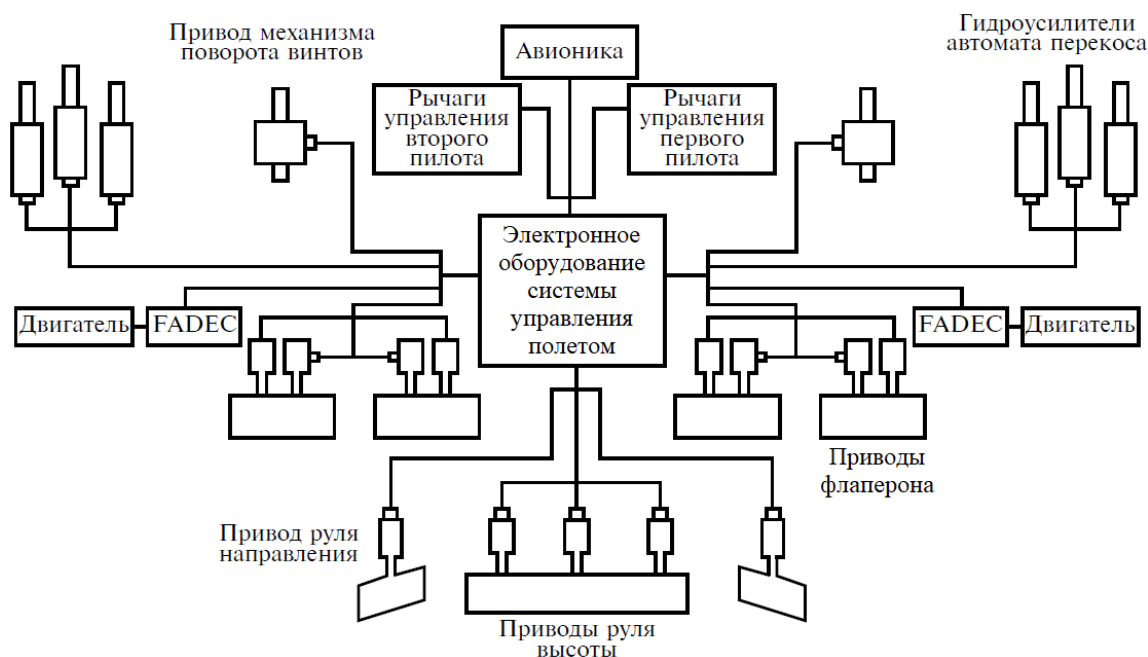


Рис. 3. Структура системы управления полетом V-22
Fig. 3. Structure of V-22 flight control system

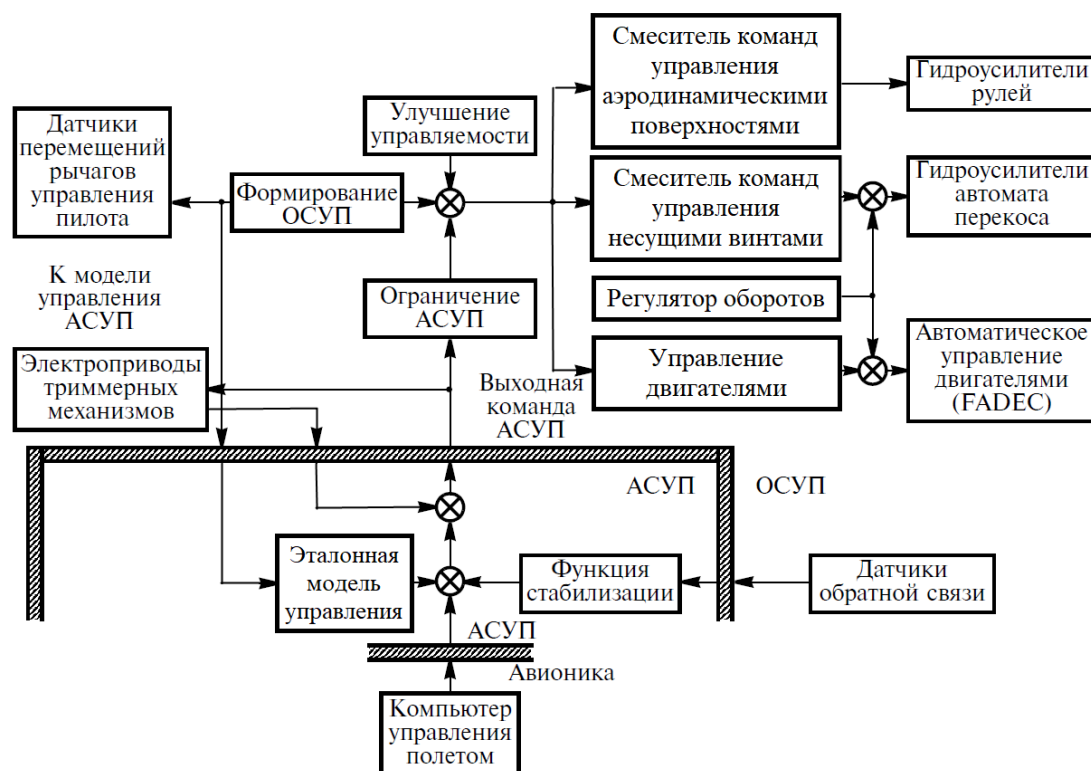


Рис. 4. Разделение системы управления V-22 на ОСУП и АСУП
Fig. 4. Separation of V-22 control system into PFCS and AFCS

ния управляемости для соответствия требованиям пилотажных характеристик и в то же время соответствия описанным выше требова-

ниям надежности системы управления. Схема тройного резервирования системы управления V-22 показана на рис. 6 [17].

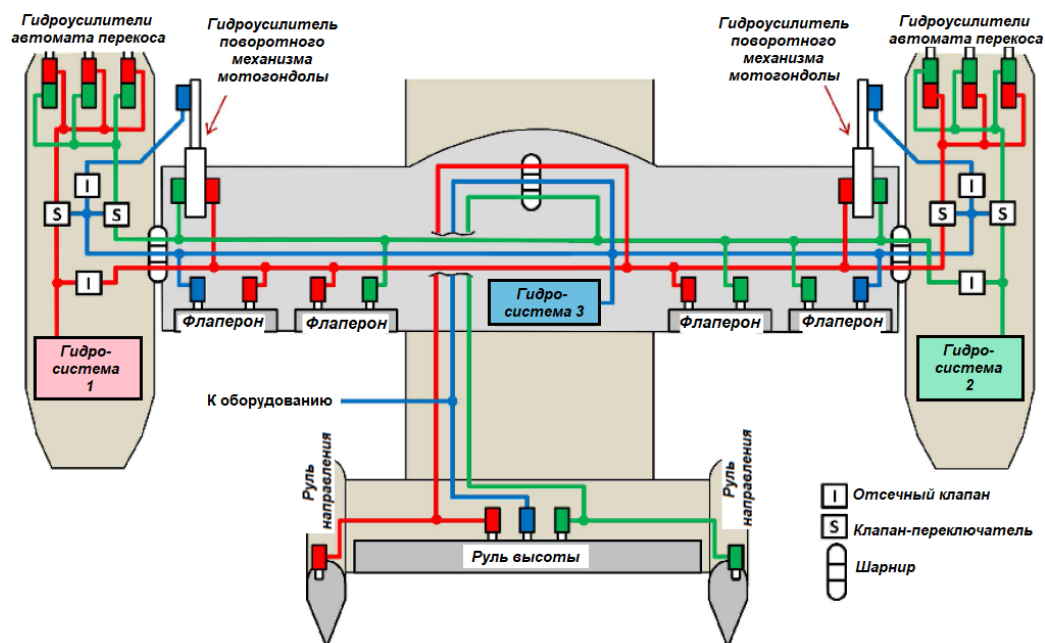


Рис. 5. Структурная схема гидравлической системы управления V-22
Fig. 5. V-22 Hydraulic Control System Block Diagram

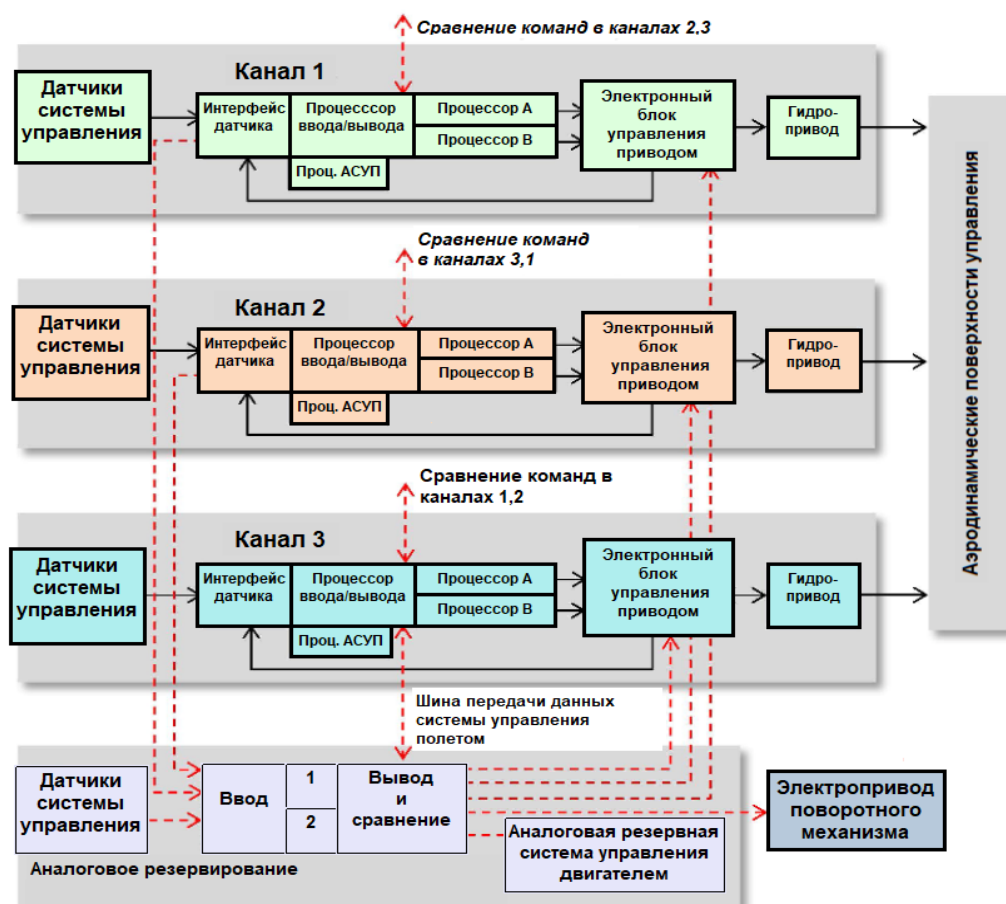


Рис. 6. Схема тройного резервирования основной системы управления V-22
Fig. 6. Triple redundancy scheme of V-22 primary flight control system (PFCS)

Таблица 1
Table 1

Особенности законов управления основной системы управления V-22
Features of V-22 primary flight control system control laws

Особенность	Влияние на пилотажные характеристики
Формирование выходных управляющих команд	Компенсирует медленные ответные реакции на управляющие команды
Изменение передаточного числа в канале руля высоты	Снижает чувствительность к командам по тангажу при скоростном полете в самолетном режиме
Автоматическая работа закрылков / автоматическое управление оборотами	Снижает рабочую нагрузку на пилота при выполнении режимов конвертации
Обратная связь по угловой скорости крена	Повышает устойчивость ЛА к колебаниям типа «голландский шаг» в режиме самолета на больших высотах, снижает различие в крутящих моментах на валах несущих винтов во время маневров с большими угловыми скоростями крена
Управление циклическим шагом по крену	Снижает требования к максимальной величине угла крена для боковых перемещений на малой скорости
Регулирование оборотов несущего винта / мощности двигателей и согласование крутящего момента	Снижает ограничения к точности перемещения штока гидроусилителя автомата перекоса
Ограничение взаимодействия между системами АСУП/ОСУП	Минимизирует влияние отказов АСУП на пилотажные свойства ОСУП

Особенности законов управления основной системы управления V-22 показаны в табл. 1 [2].

Цели проектирования АСУП

Главная цель АСУП – достижение уровня 1 пилотажных характеристик (в соответствии со стандартом ADS-33E) для выполнения всех задач полетного задания в рамках эксплуатационных режимов полета. Требование к снижению нагрузки на пилота при полете в вертолетном, переходном и самолетном режимах привело к необходимости обеспечения автоматизации угловой стабилизации ЛА, управления углом поворота мотогондол и скоростью полета. Основные характеристики законов управления автоматической системы управления V-22 представлены в табл. 2 [19].

Гражданский конвертоплан AW609

AW609 – многоцелевой конвертоплан гражданского назначения, способный перевозить до 9 пассажиров и предназначенный для выполнения различных миссий: геологоразведки, оффшорных операций, патрулирования и наблюдения, поисково-спасательных операций, медицинской службы, деловой авиации и т. д. Первые исследования начались в 1996 г., а ввод в эксплуатацию был намечен на 2002 г. Первый полет конвертоплан совершил 6 марта 2003 г. Последующий двадцатилетний период доведения машины до выхода на рынок является яркой иллюстрацией трудностей, сопряженных с доработкой конвертоплана, который должен быть сертифицирован для нужд гражданской авиации. AW609 может лететь с максимальной скоростью 590 км/ч в самолетном режиме и имеет скороподъемность 7,9 м/с при полете в вертолетном режиме. Полезная нагрузка со-

Таблица 2
Table 2

Основные характеристики законов управления автоматической системы управления V-22
Main characteristics of V-22 automatic flight control system control laws

Каналы	Висение / Малая скорость		Поступательный полет	
	Команда	Стабилизация	Команда	Стабилизация
Тангаж	По углу тангажа	Угол тангажа	По углу тангажа	Угол тангажа
Крен	По угловой скорости крена	Угол крена	По угловой скорости крена	Угол крена
Стабилизация нулевого крена	По углу крена	Угол крена	По углу крена	Угол крена
Рыскание	По угловой скорости рыскания	Стабилизация курса	По поперечной перегрузке	Стабилизация курса или координация разворота
Стабилизация курса отключена	По угловой скорости рыскания	Угловая скорость рыскания	По поперечной перегрузке	Координация разворота
Тяга/ Мощность	По величине тяги НВ	Вертикальная скорость	По величине тяги НВ	

ставляет 2 500 кг (вертолетный режим) или 3 050 кг (самолетный режим с коротким разбегом (СКР)). Дальность полета – 1 389 км, максимальная взлетная масса – 7 630 кг (вертолетный режим) или 8 200 кг (СКР). Летательный аппарат более чем в 3 раза легче конвертоплана V-22. Учитывая, что практический потолок летательного аппарата 7 629 м, AW609 будет первым серийным винтокрылым ЛА с герметичной кабиной.

Общая архитектура системы управления

Аналогично конвертоплану V-22 на AW609 используются две поворотные мотогондолы, расположенные на концах крыла. Каждая мотогондолa включает в себя газотурбинный двигатель (ГТД), развивающий максимальную мощность 1 447 кВт, редуктор и несущий винт диаметром 7,92 м, имеющий три лопасти с индивидуальным управлением шагом. В случае отказа одного ГТД для продолжения полета может использоваться рабо-

тающий ГТД посредством передачи крутящего момента на несущий винт с помощью синхронизирующего трансмиссионного вала, расположенного в крыле.

Что касается системы управления полетом, то на AW609 она проще, чем на V-22. AW609 имеет всего два флаперона вместо четырех, по одному на каждой консоли крыла, которые занимают 78 % его размаха. На AW609 используется Т-образное оперение вместо двухкилевого вертикального оперения на V-22. Данная конфигурация была принята после оценки аэродинамической эффективности горизонтального стабилизатора при больших углах атаки. Вертикальный стабилизатор AW609 не имеет руля направления. Путь управления осуществляется дифференциальным изменением циклического шага по тангажу (вертолетный режим) или дифференциальным изменением общего шага винтов (самолетный режим). В отличие от V-22 на AW609 не используется управление циклическим шагом в канале крена на режимах висения и малых скоростей полета. Управление по крену осуществляется дифференци-



Рис. 7. Каналы управления конвертопланом AW609
Fig. 7. AW609 Tiltrotor Control Axes

альным изменением общего шага (вертолетный режим) или с помощью отклонения флаперонов (самолетный режим). Для управления AW609 используются три подвижные аэродинамические поверхности (2 флаперона и руль высоты), каждая из них приводится в действие гидроусилителями. Для каждого несущего винта используется один гидроусилитель поворотного механизма мотогондолы и два гидроусилителя автомата перекоса (общий шаг и циклический шаг по тангажу) [17]. Каналы управления конвертопланом AW609 показаны на рис. 7 [23].

Структура построения законов управления AW609 обусловлена главным образом требованиями по безопасности полета. На более ранних этапах программы для определения уровня критичности функциональных отказов системы управления был проведен анализ отказов и надежности системы. Он подтвердил, что архитектура системы управления обеспечивает требуемый уровень надежности. В результате разработки пришли к архитектуре построения ЭДСУ, включающей три отдельных канала управления полетом. Каждый из этих каналов обеспечен отдельной и независимой системой электропитания и использует отдельную и независимую гидросистему, приводящую в действие элементы гидропривода (рис. 8 [17]).

Для упрощения управления ЛА и снижения рабочей нагрузки на пилота законы

управления AW609 в ручном режиме были разделены на два иерархических режима: нормальное управление (Normal Mode) и прямое управление (Direct Mode). Функции каждого режима представлены в табл. 3–5 [24]. Нормальный режим служит для обеспечения «удовлетворительных» пилотажных свойств в различных условиях окружающей среды. При полете в данном режиме система управления использует информацию со всех датчиков, обеспечивая необходимый уровень повышения устойчивости ЛА, снижая рабочую нагрузку на пилота и повышая его осведомленность о потенциально опасных состояниях, таких, например, как приближение к режиму сваливания ЛА. Нормальный режим также обеспечивает возможность обмена информацией между системой управления и компьютером управления полетом. При повторных отказах (например, повторный отказ системы контроля воздушной скорости) автоматически включается прямой режим управления. Он также может быть выбран пилотом вручную. Согласно требованиям «приемлемых» пилотажных характеристик, прямой режим имеет минимальный набор возможностей управления: базовое ручное управление по всем каналам, управление поворотом мотогондол, любые требуемые функции повышения устойчивости, управление оборотами двигателя, функции триммирования, возможности изменения режимов

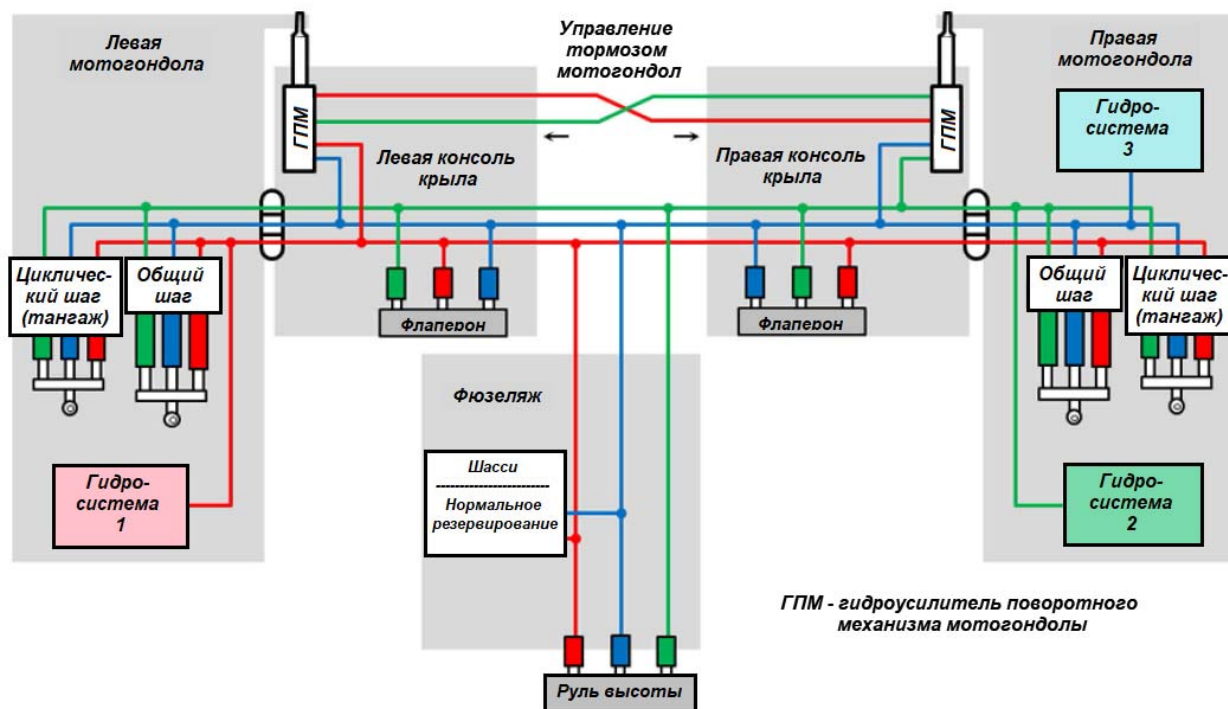


Рис. 8. Схема гидравлической системы управления AW609
Fig. 8. AW609 Hydraulic Control System Diagram

работы двигателя. Данный режим вызывает значительное повышение рабочей нагрузки на пилота в связи с необходимостью применения более традиционного управления летательным аппаратом для предотвращения выхода на опасные режимы полета, такие как сваливание ЛА, превышение приборной скорости и т. д.

Законы управления летательным аппаратом

Характерные особенности законов управления конвертоплана AW609 приведены отдельно для каждого канала управления в табл. 3–5. Такая функция законов управления, как стабилизация углового положения ЛА, позволяет значительно снизить рабочую нагрузку на пилота при выполнении задач, требующих повышенной точности управления ЛА. Управляемость ЛА при выполнении заданий, требующих меньшей точности и большей маневренности, поддерживается на высоком уровне за счет подавления функции

стабилизации углового положения, когда пилот включается в контур управления полетом. Функция автоматической координации разворота устраняет необходимость ввода команд с помощью педалей, за исключением случаев, когда необходимо выполнение некоординированных маневров. В дополнение к этим основным функциям законов управления, назначение которых понятно пилоту, существуют и прочие функции, которые работают в фоновом режиме и снижают нагрузку на экипаж, осуществляя контроль допустимых нагрузок на конструкцию, превышение которых может вызвать различные аэроупругие деформации и колебания, ухудшающие пилотажные характеристики и угрожающие безопасности полета. Некоторые алгоритмы автоматической защиты от превышения допустимых нагрузок, разработанные для V-22, были успешно адаптированы для AW609.

Таблица 3
Table 3

Краткое описание законов управления в канале тангажа
Pitch control laws design summary

• Общие законы для режимов НОРМАЛЬНОГО и ПРЯМОГО управления ➤ Ответная реакция по угловой скорости тангажа. ➤ Команда по угловой скорости тангажа. ➤ Стабилизация угловой скорости тангажа. ➤ Выдерживание заданной траектории полета. ➤ Формирование команд для синхронизации работы приводов циклического шага и руля высоты. ➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол. ➤ Изменение градиента усилия на ручке управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол
• Только для режима НОРМАЛЬНОГО управления ➤ Стабилизация угла тангажа с ограничениями (отключается при создании пилотом усилия на ручке управления, включается при снятии усилия с ручки). ➤ Возможность установления пилотом ограничений по углу тангажа с помощью бип-кнопки или кнопки триммера. ➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол и скорости полета. ➤ Передача функций балансировки триммерному механизму ручки управления при отсутствии усилия на ручке (пилот не вмешивается в управление)

Таблица 4
Table 4

Краткое описание законов управления в канале крена
Roll control laws design summary

• Общие законы для режимов НОРМАЛЬНОГО и ПРЯМОГО управления ➤ Ответная реакция по угловой скорости крена. ➤ Команда по угловой скорости крена. ➤ Стабилизация угловой скорости крена. ➤ Выдерживание заданной траектории полета. ➤ Формирование отдельных команд для приводов общего, циклического шага и флаперонов. ➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол. ➤ Изменение усилия на ручке управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол
• Только для режима НОРМАЛЬНОГО управления ➤ Стабилизация угла крена с ограничениями: ▪ При выключенной функции координации разворота: отключается при усилении на ручке управления, возобновляется при снятии усилия. ▪ При включенной функции координации разворота: при отсутствии усилия на ручке стабилизируется достигнутый угол крена (то есть осуществляется режим: стабилизация угла крена, команда по угловой скорости крена), происходит обнуление крена при угле крена меньше $\pm 2^\circ$. ➤ Возможность установления пилотом ограничений по углу крена с помощью бип-кнопки или кнопки триммера. ➤ Стабилизация курса с включенной функцией координации разворота и значениями угла крена менее $\pm 2^\circ$. ➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол и скорости полета. ➤ Передача функций балансировки триммерному механизму ручки управления при отсутствии усилия на ручке (пилот не вмешивается в управление)

Таблица 5
Table 5

Краткое описание законов управления в канале рыскания
Yaw control laws design summary

• Общие законы для режимов НОРМАЛЬНОГО и ПРЯМОГО управления ➤ Ответная реакция по угловой скорости рыскания при выключенной функции координации разворота. ➤ Ответная реакция по поперечной перегрузке при включенной функции координации разворота. ➤ Команда по угловой скорости рыскания при выключенной функции координации разворота. ➤ Команда по поперечной перегрузке при включенной функции координации разворота. ➤ Стабилизация угловой скорости рыскания. ➤ Обратная связь по поперечной перегрузке при включенной функции координации разворота. ➤ Стабилизация заданной траектории в поступательном полете. ➤ Формирование отдельных команд для приводов общего и циклического шага. ➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол. ➤ Фиксированный градиент усилий на педалях. ➤ Функция координации разворота не работает при поддержании нулевой поперечной перегрузки
• Только для режима НОРМАЛЬНОГО управления ➤ Стабилизация курса при выключенной функции координации разворота: режим стабилизации курса, команда по угловой скорости рыскания. ➤ Формирование команд по углу крена для стабилизации курса при включенной функции координации разворота. ➤ Полная координация разворота: формирование команд по угловой скорости тангажа и рыскания в зависимости от скорости полета, угла крена и угла тангажа. ➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол и скорости полета

Математическая модель конвертоплана с автоматической системой управления

В ряде работ последнего десятилетия для отработки алгоритмов и синтеза законов систем управления винтокрылых летательных аппаратов широко применяется математическое моделирование, основанное на использовании подробных математических моделей динамики полета [2, 4–10].

Для отработки основных принципов построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов авторами в программном комплексе MATLAB/Simulink (рис. 9) была создана нелинейная математическая модель динамики полета конвертоплана с системой автоматического управления (САУ) [4].

Математическая модель включает в себя следующие основные компоненты:

- модуль расчета динамики летательного аппарата, осуществляющий численное инте-

грирование системы дифференциальных уравнений движения твердого тела совместно с двумя уравнениями махового движения лопастей каждого из несущих винтов – 1,

- внутренний контур автоматической системы стабилизации углового положения ЛА – 2,
- внешний контур автоматической системы стабилизации параметров траекторного движения ЛА – 3.

Для управления конвертопланом по каналам высоты (вертикальной скорости), тангажа (скорости), крена и рыскания в зависимости от режима полета используются следующие органы управления:

- вертолетный режим: тангаж (скорость) – изменение циклического шага несущих винтов через отклонение кольца автомата перекося κ , управление рулем высоты δ_v ; крен – дифференциальное изменением общего шага несущих винтов (НВ) $\Delta\varphi$, управ-

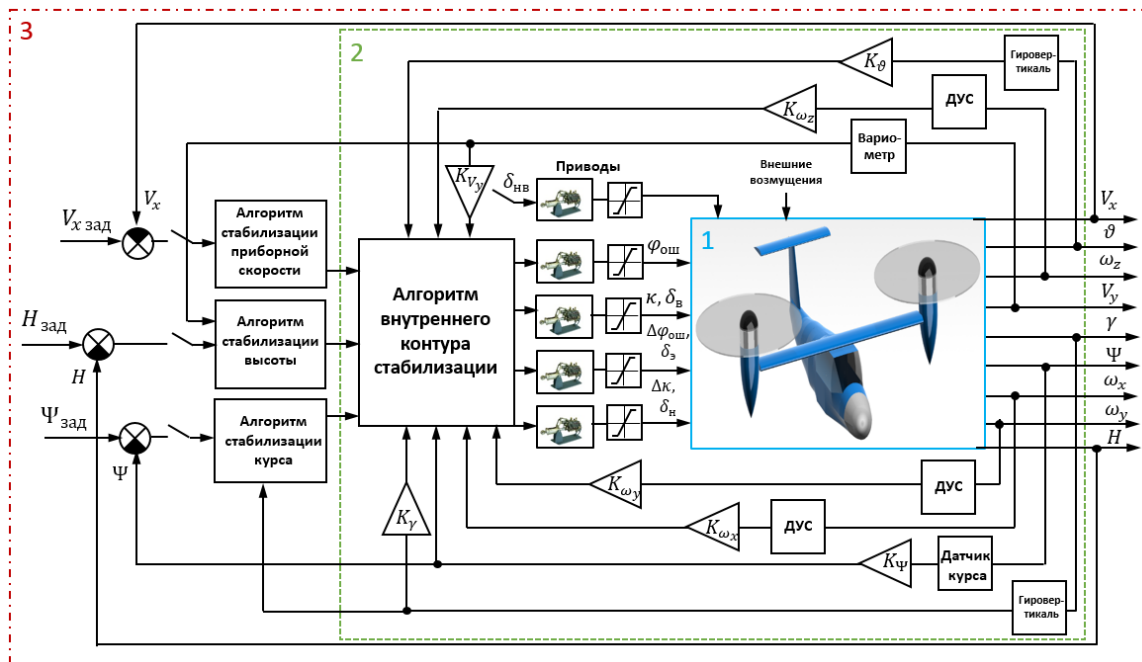


Рис. 9. Математическая модель динамики полета конвертоплана с системой управления
Fig. 9. Mathematical model of flight dynamics of tiltrotor with control system

ление элеронами δ_3 ; рыскание – дифференциальное изменение углов циклического шага НВ путем отклонения колец автомата перекоса $\Delta\kappa$, управление рулем направления δ_n ; высота (вертикальная скорость) – синхронное изменение углов общего шага лопастей НВ $\Delta\varphi$;

- самолетный режим: тангаж – управление рулем высоты δ_b ; крен – управление элеронами δ_3 ; рыскание – управление рулем направления δ_n . При полете в этом режиме вертолетные органы управления отключаются;
- переходный режим из вертолетного в самолетный и обратно – угол поворота осей вращения несущих винтов δ изменяется в диапазоне от 90 до 0° с угловой скоростью до 4,5 °/с. В переходном режиме возможно использование как вертолетных, так и самолетных органов управления. После завершения конвертации вертолетные органы управления отключаются.

Командные сигналы САУ для исполнительных приводов рулей в контуре стабилизации углового положения летательного аппарата формировались посредством реализации следующих алгоритмов управления:

управление циклическим шагом в канале тангажа в вертолетном режиме:

$$\delta_\kappa = K_\vartheta W_\vartheta(s)\Delta\vartheta + K_{\omega_z} W_{\omega_z}(s)\omega_z; \quad (1)$$

управление рулем высоты в канале тангажа в вертолетном и самолетном режимах:

$$\delta_b = K_\vartheta W_\vartheta(s)\Delta\vartheta + K_{\omega_z} W_{\omega_z}(s)\omega_z; \quad (2)$$

управление дифференциальным общим шагом в канале крена в вертолетном режиме:

$$\delta_{\Delta\varphi_{\text{ош}}} = K_\gamma W_\gamma(s)\Delta\gamma + K_{\omega_x} W_{\omega_x}(s)\omega_x; \quad (3)$$

управление элеронами в канале крена в вертолетном и самолетном режимах:

$$\delta_3 = K_\gamma W_\gamma(s)\Delta\gamma + K_{\omega_x} W_{\omega_x}(s)\omega_x; \quad (4)$$

управление дифференциальным циклическим шагом в канале рыскания в вертолетном режиме:

$$\delta_{\Delta\kappa} = K_\psi W_\psi(s)\Delta\psi + K_{\omega_y} W_{\omega_y}(s)\omega_y; \quad (5)$$

управление рулем направления в канале рыскания в вертолетном и самолетном режимах:

$$\delta_n = K_\psi W_\psi(s) \Delta\psi + K_{\omega_y} W_{\omega_y}(s) \omega_y, \quad (6)$$

где $W_\vartheta(s)$, $W_\gamma(s)$, $W_\psi(s)$, $W_{\omega_z}(s)$, $W_{\omega_x}(s)$, $W_{\omega_y}(s)$ – передаточные функции трактов углов и угловых скоростей тангажа, крена и

рыскания, $K_\vartheta, K_{\omega_z}, K_\gamma, K_{\omega_x}, K_\psi, K_{\omega_y}$ – соответствующие коэффициенты усиления.

Управление горизонтальной скоростью путем изменения циклического шага НВ в вертолетном режиме или изменения общего шага НВ в самолетном режиме осуществлялось с использованием интегрального алгоритма:

$$\delta_{\kappa, \varphi_{\text{ош}}} = -K_\vartheta W_\vartheta(s) \Delta\vartheta - K_{\omega_z} W_{\omega_z}(s) \omega_z + K_{nV_x} \int_0^t (V_x - V_{x \text{ зад}}) dt, \quad (7)$$

где $V_{x \text{ зад}}$ – заданная скорость полета.

В канале высоты сигнал управления общим шагом на вертолетном режиме или рулем высоты на самолетном режиме формировался с использованием следующего интегрального закона управления:

$$\delta_{\varphi_{\text{ош}}, \delta_b} = K_H W_H(s) \Delta H + K_{V_y} W_{V_y}(s) \Delta V_y + K_{\text{ин}} \int_0^t (H - H_{\text{зад}}) dt, \quad (8)$$

где $W_H(s)$ – передаточная функция в тракте высоты, $H_{\text{зад}}$ – заданная скорость полета.

В модели динамики полета учитывались динамические характеристики исполнительных приводов органов управления.

Без учета нелинейностей (ограничений по отклонению и скорости отклонения, зон нечувствительности, трения) характеристик исполнительного привода его передаточную функцию можно представить в виде

$$W_n(s) = \frac{1}{T_1 T_2 s^2 + T_1 s + 1}, \quad (9)$$

где T_1 и T_2 – постоянные времени внутреннего и внешнего контуров привода. Для современных электрогидравлических приводов можно принять $T_1 = 0,03$ с, $T_2 = 0,02$ с.

В качестве математической модели, описывающей динамические характеристики датчиков обратной связи, формирующих управляющие сигналы, использовалась аппроксимация Падэ передаточной функции звена чистого запаздывания.

$$W_d(s) = e^{-\tau s} \approx \frac{(-\tau/2)s + 1}{(\tau/2)s + 1}, \quad (10)$$

Время запаздывания τ полагалось равным 0,03 с. Подобное упрощение описания датчиков допустимо и позволяет правильно учесть их фазовое запаздывание.

В качестве примера на рис. 10 приведен результат моделирования траектории движения легкого конвертоплана с взлетной массой 2 100 кг для целей городской аэромобильности в полете по прямоугольному маршруту («коробочке») с этапами конвертации из вертолетного в самолетный режим и обратно.

На рис. 11, а показана визуализация перехода между режимами вертолетный – самолетный – вертолетный на скорости 230 км/ч для скорости поворота мотогондол 4,5 °/с. Как следует из графиков изменения параметров полета (рис. 11, б), полученных для скоростей поворота мотогондол 1 °/с и 4,5 °/с, процесс конвертации может выполняться в автоматическом режиме в приемлемом диапазоне изменения параметров (скорости, высоты, угла тангажа) с обеспечением необходимых условий безопасности полета. При скорости поворота мотогондол 1 °/с процесс конвертации занимает 76 с, при скорости 4,5 °/с – около 17 с.

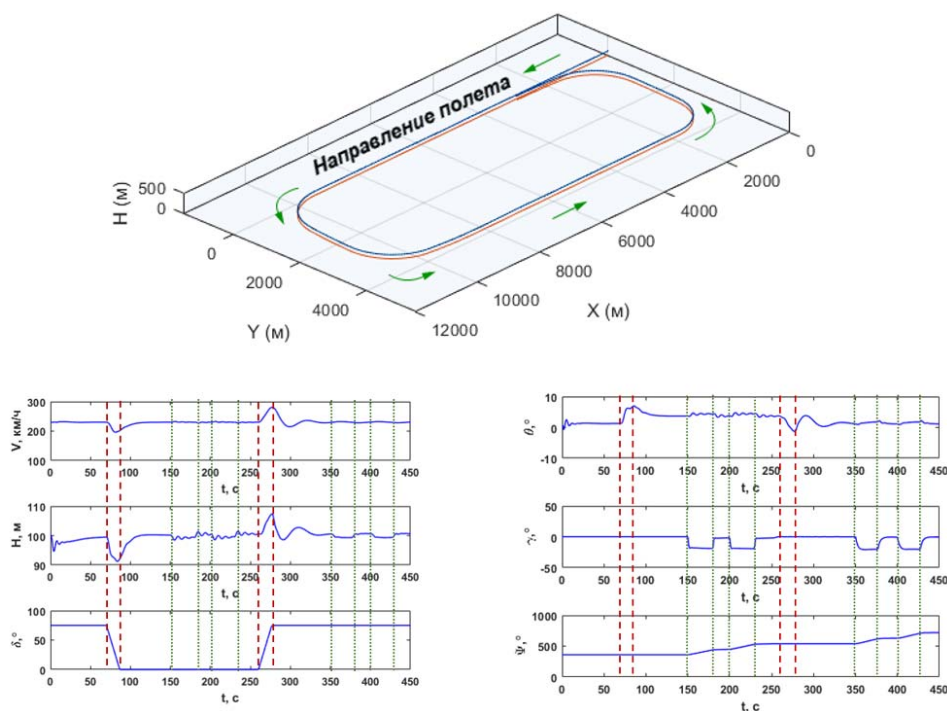


Рис. 10. Визуализация траектории полета конвертоплана по прямоугольному маршруту и графики изменения параметров полета. Красной линией отмечена проекция траектории полета на горизонтальную плоскость (поверхность земли). Красными линиями на графиках показаны моменты начала и завершения конвертации, зелеными линиями – моменты начала и завершения разворотов

Fig. 10. Visualization of tiltrotor flight path along rectangular route and flight parameters change charts. The red line marks the projection of the flight path onto the horizontal plane (ground surface). The red lines on the graphs show the moments of the beginning and completion of the conversion, the green lines show the moments of the beginning and completion of the turns

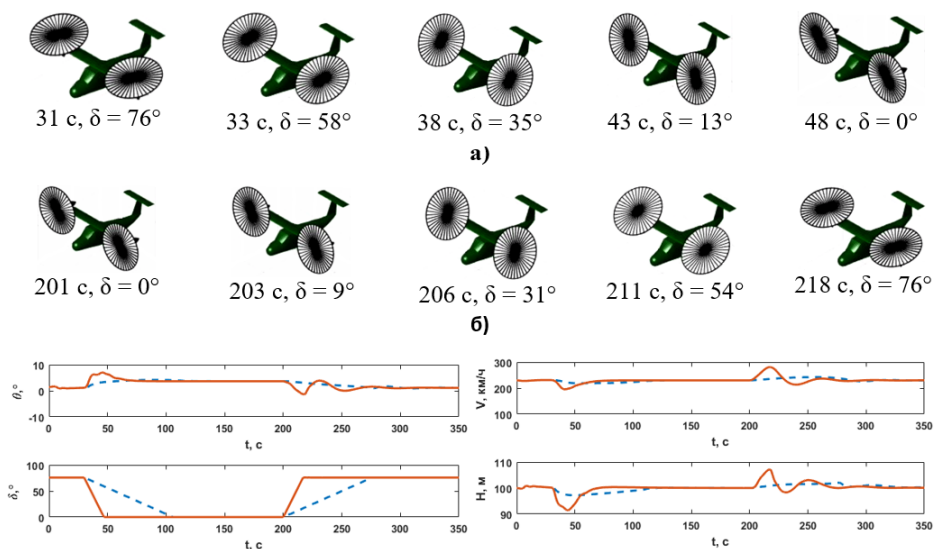


Рис. 11. Покадровая визуализация процесса перехода из вертолетного в самолетный режим (а) и обратно (б) и зависимости от изменения параметров полета (скорости, высоты, угла тангажа и угла поворота НВ) от времени для двух угловых скоростей поворота винтов: 1 °/с (пунктирные синие линии) и 4,5 °/с (сплошные оранжевые линии)

Fig. 11. Frame-by-frame visualization of the process of transition from helicopter to aircraft mode (a) and vice versa (б) and dependence of flight parameters change (speed, altitude, pitch angle and MR angle of rotation) on time for two angular rates of rotor tilt: 1 °/s (dashed blue lines) and 4.5 °/s (solid orange lines)

Заключение

В результате анализа систем управления конвертируемых летательных аппаратов Bell/Boeing V-22 и AgustaWestland AW609 можно выделить характерные особенности построения этих систем. В первую очередь следует отметить разделение системы управления конвертопланов на два уровня. На Bell/Boeing V-22 эти уровни носят название АСУП (AFCS) и ОСУП (PFCS), на AW609 законы управления разделены на два иерархических режима: нормальный (Normal Mode) и прямой (Direct Mode). Такое решение позволило снизить влияние последствий отказа системы верхнего уровня на пилотажные характеристики ЛА за счет переключения управления на систему нижнего уровня в аварийном режиме.

Требования к пилотажным характеристикам конвертопланов также нашли отражение в построении структуры системы управления полетом, которая обеспечивает как вертолетный, так и самолетный режимы полета и облегчает переход от одного режима полета к другому. Необходимый уровень пилотажных характеристик достигается внедрением относительно простой структуры системы управления, применением системы улучшения устойчивости и управляемости, а также улучшением информированности экипажа о состоянии системы управления. Такая важная для конвертоплана задача, как выполнение режима конвертации, была значительно упрощена, в том числе при помощи специальной индикации в кабине пилота и автоматического управления поворотом мотогондол.

Создатели конвертоплана AW609 пошли на упрощение архитектуры системы управления за счет уменьшения количества флаперонов с четырех до двух, использования Т-образного оперения вместо двухкилевого вертикального оперения на V-22, отказа от использования циклического шага в канале крена на режиме висения (малых скоростей) и руля направления в путевом канале.

Использование на конвертопланах V-22 и AW609 ЭДСУ с тройным резервированием облегчает процесс подбора законов управления

для получения требуемых пилотажных характеристик и повышает безопасность полета.

На примере математической модели конвертоплана авторами показана возможность использования относительно простой структуры и законов управления САУ в процессе полета и при переходе между режимами вертолетный – самолетный – вертолетный. Процесс конвертации может выполняться под управлением САУ в приемлемом с точки зрения безопасности диапазоне изменения параметров полета (скорости, высоты, угла тангажа) при угловой скорости поворота несущих винтов до 4,5 °/с и занимает около 17 с.

Список литературы

1. Мясников М.И., Есаулов С.Ю., Ивчин В.А. Возможность создания конвертоплана с электрической и гибридной силовыми установками // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 2. С. 29–36.
2. Бюшгенс А.Г. Синтез алгоритмов системы управления беспилотного летательного аппарата типа конвертоплан / А.Г. Бюшгенс, А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49, № 2. С. 39–61.
3. Артамонов Б.Л., Шайдаков В.И. Алгоритм выполнения конвертопланом переходных режимов полета // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 1. С. 27–40.
4. Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель динамики полета конвертируемого винтокрылого летательного аппарата с системой автоматического управления // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 3. С. 187–200.
5. Juhasz O., Celi R., Tischler M.B. Flight dynamics simulation modeling of a large flexible tiltrotor aircraft // Journal of American Helicopter Society. 2022. Vol. 67, no. 2. Pp. 1–16. DOI: 10.4050/JAHS.67.022003
6. Berger T. Tiltrotor flight control design and high-speed handling qualities assessment / T. Berger, C.L. Blanken, J.A. Lusardi,

M.B. Tischler, J.F. Horn // Journal of American Helicopter Society. 2022. Vol. 67, no. 3. Pp. 114–128. DOI: 10.4050/JAHS.67.032009

7. **Saetti U., Bugday B.** Tiltrotor simulations with coupled flight dynamics, state-space aeromechanics, and aeroacoustics // Journal of American Helicopter Society. 2024. Vol. 69, no. 1. Pp. 1–18. DOI: 10.4050/JAHS.69.012003

8. **Yeo H., Saberi H.** Tiltrotor conversion maneuver analysis with RCAS // Journal of American Helicopter Society. 2021. Vol. 66, no. 4. Pp. 1–14. DOI: 10.4050/JAHS.66.042010

9. **Appleton W., Filippone A., Bojdo N.** Interaction effects on the conversion corridor of tiltrotor aircraft // The Aeronautical Journal. 2021. Vol. 125, no. 1294. Pp. 2065–2086. DOI: 10.1017/aer.2021.33

10. **Wen J.** Hybrid adaptive control for tiltrotor aircraft flight control law reconfiguration / J. Wen, Y. Song, H. Wang, D. Han, C. Yang [Электронный ресурс] // Aerospace. 2023. Vol. 10, iss. 12. ID: 1001. DOI: 10.3390/aerospace10121001 (дата обращения: 03.02.2024).

11. **Strauss M.P., Scott M.W.** 50 years of progress in rotorcraft design: a retrospective from the vertical flight society's aircraft design technical committee // Proceedings of the Vertical Flight Society's 6th Decennial Aeromechanics Specialists' Conference. USA, California: Santa Clara, 6–8 February 2024. P. 34.

12. **Mehra R.K.** XV-15 tiltrotor flight control system design using model predictive control / R.K. Mehra, K. Ravi, P. Gopalaswamy, S. Gopalaswamy // 1998 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.98TH8339), 1998. Vol. 2. Pp. 139–148. DOI: 10.1109/AERO.1998.687905

13. **Maisel M.D., Giulianetti D.J., Dugan D.C.** XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight [Электронный ресурс] // NASA SP-2000-4517, 2000. 222 p. URL: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/04/sp-4517.pdf> (дата обращения: 03.02.2024).

14. **Goldstein K.W., Dooley L.W.** V-22 control law development // Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, 2–4 June 1986. Pp. 1093–1101.

15. **Ballauer W.L., Leet J.R., Mitchell J. et al.** Testing of the V-22 flight control system // Proceedings of the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, 1990. Pp. 1147–1161.

16. **King D.W., Dabundo C., Kisor R.L. et al.** V-22 load limiting control law development // Proceedings of the American Helicopter Society 49th Annual Forum. Washington, 19–21 May 1993. Pp. 211–225.

17. **Maré J.-C.** Aerospace actuators 3. European commercial aircraft and tiltrotor aircraft. John Wiley & Sons, 2018. 216 p. DOI: 10.1002/9781119505433

18. **Venanzi P., Wells D.** AW609 tilt rotor flight test program overview [Электронный ресурс] // Leonardo. 2013. URL: <https://helicopters.leonardo.com/en/products/aw609> (дата обращения: 03.02.2024).

19. **Goldstein K.W., Dooley L.W.** V-22 control law development // Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, 2–4 June 1986. Pp. 673–685.

20. **Tischler M.** Advances in aircraft flight control. London: Routledge, 1996. 442 p.

21. **McManus B.L.** V-22 tiltrotor fly-by-wire flight control system // Proceedings of the 11th European Rotorcraft Forum. England, London, England, 10–13 September 1985. 22 p.

22. **Höfinger M.** ADS-33E-PRF – Aeronautical design standard, performance specification, handling qualities requirements for military rotorcraft [Электронный ресурс] // DLR, 2005. 148 p. URL: https://www.researchgate.net/publication/224989801_ADS-33E-PRF_-_Aeronautical_Design_Standard_Performance_Specification_Handling_Qualities_Requirements_for_Military_Rotorcraft (дата обращения: 03.02.2024).

23. **Bianco-Mengotti R.** Technological challenges for the future of rotary wing. the agustawestland path to the new generation tilt-rotor [Электронный ресурс] // Centro Alti Studi per la Difesa Rome, 2012. 36 p. URL: https://www.aofs.org/wp-content/uploads/2012/11/121122_11-AW-path-to-new-generation-tiltrotor1.pdf (дата обращения: 03.02.2024).

24. **Fortenbaugh R.L.** Flight control features of the Bell-Agusta (BA) 609 tiltrotor:

a handling qualities perspective / R.L. Fortenbaugh, D.W. King, M.A. Peryea, T. Busi [Электронный ресурс] // Proceedings of the 25th European Rotorcraft Forum, Rome, Italy, 14–16 September 1999. URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/1399> (дата обращения: 03.02.2024).

References

1. Myasnikov, M.I., Esaulov, S.Yu., Ivchin, V.A. (2018). The possibility of the tilt rotor design with electric and hybrid power plant. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 2, pp. 29–36. (in Russian)
2. Byushgens, A.G., Voronin, A.Yu., Kuvshinov, V.M., Leontiev, V.A. (2018). Synthesis of control system algorithms for a Tiltrotor-Type unmanned aerial vehicle. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 49, no. 2, pp. 149–174. (in Russian)
3. Artamonov, B.L., Shaidakov, V.I. (2019). Algorithm of transient flight modes performance by convertiplane. *Aerospace MAI Journal*, vol. 26, no. 1, pp. 27–40. (in Russian)
4. Myasnikov, M.I., Il'in, I.R. (2023). Flight dynamics model of convertible rotary-winged aircraft with automatic control system. *Aerospace MAI Journal*, vol. 30, no. 3, pp. 187–200. (in Russian)
5. Juhasz, O., Celi, R., Tischler, M.B. (2022). Flight dynamics simulation modeling of a large flexible tiltrotor aircraft. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 67, no. 2, pp. 1–16. DOI: 10.4050/JAHS.67.022003
6. Berger, T., Blanken, C.L., Lusardi, J.A., Tischler, M.B., Horn, J.F. (2022). Tiltrotor flight control design and high-speed handling qualities assessment. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 67, no. 3, pp. 114–128. DOI: 10.4050/JAHS.67.032009
7. Saetti, U., Bugday, B. (2024). Tiltrotor simulations with coupled flight dynamics, state-space aeromechanics, and aeroacoustics. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 69, no. 1, pp. 1–18. DOI: 10.4050/JAHS.69.012003
8. Yeo, H., Saberi, H. (2021). Tiltrotor conversion maneuver analysis with RCAS. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 66, no. 4, pp. 1–14. DOI: 10.4050/JAHS.66.042010
9. Appleton, W., Filippone, A., Bojdo, N. (2021). Interaction effects on the conversion corridor of tiltrotor aircraft. *The Aeronautical Journal*, vol. 125, no. 1294, pp. 2065–2086. DOI: 10.1017/aer.2021.33
10. Wen, J., Song, Y., Wang, H., Han, D., Yang, C. (2023). Hybrid adaptive control for tiltrotor aircraft flight control law reconfiguration. *Aerospace*, vol. 10, iss. 12. ID: 1001. DOI: 10.3390/aerospace10121001 (accessed: 03.02.2024).
11. Strauss, M.P., Scott, M.W. (2024). 50 years of progress in rotorcraft design: a retrospective from the vertical flight society's aircraft design technical committee. In: *Proceedings of the Vertical Flight Society's 6th Decennial Aeromechanics Specialists' Conference*, USA, California, Santa Clara, February 6–8, p. 34.
12. Mehra, R.K., Ravi, K., Gopalaswamy, P., Gopalaswamy, S. (1998). XV-15 tiltrotor flight control system design using model predictive control. In: *1998 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.98TH8339)*, vol. 2, pp. 139–148. DOI: 10.1109/AERO.1998.687905
13. Maisel, M.D., Giulianetti, D.J., Dugan, D.C. (2000). XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight. NASA SP-2000-4517, 222 p. Available at: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/04/sp-4517.pdf> (accessed: 03.02.2024).
14. Goldstein, K.W., Dooley, L.W. (1986). V-22 control law development. In: *Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, June 2–4, pp. 1093–1101.
15. Ballauer, W.L., Leet, J.R., Mitchell, J. et al. (1990). Testing of the V-22 flight control system. In: *Proceedings of the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Washington, pp. 1147–1161.
16. King, D.W., Dabundo, C., Kisor, R.L. et al. (1993). V-22 load limiting control law development. In: *Proceedings of the American Helicopter Society 49th Annual Forum*. Washington, May 19–21, pp. 211–225.

17. **Maré, J.-C.** (2018). Aerospace actuators 3. European commercial aircraft and tiltrotor aircraft. John Wiley & Sons, 216 p. DOI: 10.1002/9781119505433

18. **Venanzi, P., Wells, D.** (2013). AW609 tilt rotor flight test program overview. *Leonardo*. Available at: <https://helicopters.leonardo.com/en/products/aw609> (accessed: 03.02.2024).

19. **Goldstein, K.W., Dooley, L.W.** (1986). V-22 control law development. In: *Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, June 2–4, pp. 673–685.

20. **Tischler, M.** (1996). Advances in aircraft flight control. London: Routledge, 442 p.

21. **McManus, B.L.** (1985). V-22 tiltrotor fly-by-wire flight control system. In: *Proceedings of the 11th European Rotorcraft Forum*. London, England, September 10–13, 22 p.

22. **Höfinger, M.** (2005). ADS-33E-PRF – Aeronautical design standard, performance specification, handling qualities requirements for military rotorcraft. *DLR*, 148 p. Available at:

https://www.researchgate.net/publication/224989801_ADS-33E-PRF_-_Aeronautical_Design_Standard_Performance_Specification_Handling_Qualities_Requirements_for_Military_Rotorcraft (accessed: 03.02.2024).

23. **Bianco-Mengotti, R.** (2012). Technological challenges for the future of rotary wing. the agustawestland path to the new generation tilt-rotor. Centro Alti Studi per la Difesa Rome, 36 p. Available at: <https://www.aofs.org/wp-content/uploads/2012/11/121122.11-AW-path-to-new-generation-tiltrotor1.pdf> (accessed: 03.02.2024).

24. **Fortenbaugh, R.L. King, D.W., Peryea, M.A., Busi, T.** (1999). Flight control features of the Bell-Agusta (BA) 609 tiltrotor: a handling qualities perspective. In: *Proceedings of the 25th European Rotorcraft Forum*, Rome, Italy, September 14–16. Available at: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/1399> (accessed: 03.02.2024).

Сведения об авторах

Мясников Максим Игоревич, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры 102 проектирования вертолетов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), miasnikovmi@mail.ru.

Ильин Игорь Римович, главный специалист отдела координации и комплексного анализа НИР и НТЗ АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», irilyin@mi-helicopter.ru.

Information about the authors

Maxim I. Myasnikov, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Chair 102 Helicopter Design, Moscow Aviation Institute (National Research University), miasnikovmi@mail.ru.

Igor R. Ilyin, Chief Specialist, Research and Development Projects Analysis Department, National Helicopter Center Mil&Kamov, irilyin@mi-helicopter.ru.

Поступила в редакцию 05.06.2024
Одобрена после рецензирования 07.08.2024
Принята в печать 26.09.2024

Received 05.06.2024
Approved after reviewing 07.08.2024
Accepted for publication 26.09.2024

УДК 629.7.013.1

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-90-102

Оценка взлетной массы боевого вертолета с заданными летно-техническими характеристиками на основе уравнения существования

А.Л. Тарасов¹, М.А. Прозоров¹

¹Филиал Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
г. Сызрань, Россия

Аннотация: Благодаря эффективному использованию результатов научно-технического прогресса Вооруженные силы Российской Федерации постоянно оснащаются новыми комплексами вооружения, что в полной мере относится и к авиации. На вооружение Воздушно-космических сил поступают современные боевые (ударные) вертолеты, эффективность применения которых в значительной степени определяется их летно-техническими характеристиками и эксплуатационными свойствами. Специфичность ударных задач, возможность эксплуатации с площадок, необходимость действий на предельно малых высотах и в условиях сильного противодействия средств противовоздушной обороны противника в быстро меняющейся обстановке предъявляют уникальные требования к летно-техническим характеристикам современных боевых вертолетов. Соответствующие летно-технические характеристики боевых вертолетов обеспечиваются особенностями их конструкции и компоновкой. Связать летно-технические характеристики вертолета с его техническими параметрами и взлетной массой позволяет уравнение существования. В работе предложена методика приближенного определения нормальной взлетной массы современного боевого вертолета на основе уравнения существования. Методика основана на выражениях, связывающих относительные массы частей вертолета с его летно-техническими характеристиками и техническими параметрами. Данные выражения получены на основе обобщения материала существующих источников и их актуализации к весовому расчету летательных аппаратов с летно-техническими характеристиками и техническими параметрами, соответствующими современным боевым вертолетам. На основе предложенной методики разработана программа для персонального компьютера, с помощью которой определена нормальная взлетная масса и проведен весовой анализ частей вертолета, стоящего на вооружении. Полученные результаты удовлетворительно согласуются с данными прототипа. Разработанная методика и программа могут быть использованы в исследованиях по обоснованию тактико-технических и эксплуатационных требований к современным боевым вертолетам, а также при выборе направлений модернизации и анализе взаимозависимости тактических, эксплуатационных и технических свойств боевых (транспортно-боевых) вертолетов, стоящих на вооружении.

Ключевые слова: боевой вертолет, взлетная масса, летно-технические характеристики, уравнение существования вертолета.

Для цитирования: Тарасов А.Л., Прозоров М.А. Оценка взлетной массы боевого вертолета с заданными летно-техническими характеристиками на основе уравнения существования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 90–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-90-102

Estimation of the take-off weight of a combat helicopter with specified performance on the basis of the existence equation

A.L. Tarasov¹, M.A. Prozorov¹

¹Branch of the Russian Air Force Military Educational and Scientific Centre Zhukovsky – Gagarin Air
Force Academy, Syzran, Russia

Abstract: Due to the effective use of the results of scientific and technological progress, the Armed Forces of the Russian Federation are constantly equipped with new weapon systems, which fully applies to aviation. The Aerospace Forces receive modern combat (attack) helicopters, the effectiveness of which is largely determined by its performance and operational characteristics. The specificity of strike missions, the possibility of operation from sites, the need to operate at extremely low

altitudes and in conditions of strong countermeasures of enemy air defense in a rapidly changing environment impose unique requirements to the performance of modern combat helicopters. The corresponding performance of attack helicopters are provided by the features of their design and layout. The existence equation allows to relate the performance of a helicopter with its technical parameters and take-off weight. The paper offers a method for approximate determination of the normal take-off weight of a modern combat helicopter based on the existence equation. This method is based on expressions showing the dependence of the relative masses of helicopter parts with its performance and technical parameters. These expressions are obtained on the basis of generalization of the material of existing sources and their updating to the weight calculation of aircraft with performance and technical parameters of corresponding modern combat helicopters. On the basis of the offered approach, a program for a personal computer was developed, through which the normal take-off weight was determined and the weight analysis of the parts of the helicopter in service was carried out. The obtained results are in satisfactory agreement with the prototype data. The developed methodology and program can be used in research to substantiate the tactical, technical and operational requirements for modern combat helicopters, as well as in choosing areas of modernization and analyzing the interdependence of tactical, operational and technical properties of combat (transport and combat) helicopters in service.

Key words: combat helicopter, take-off weight, performance, helicopter existence equation.

For citation: Tarasov, A.L., Prozorov, M.A. (2024). Estimation of the take-off weight of a combat helicopter with specified performance on the basis of the existence equation. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 90–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-90-102

Введение

На начальном этапе проектирования для оценки возможности создания вертолета с заданными летно-техническими характеристиками, конструктивными параметрами и с учетом научно-производственных возможностей используется уравнение существования, связывающее его нормальную взлетную массу с тактическими, техническими и эксплуатационными параметрами [1–8].

Эффективность применения боевых (ударных) вертолетов во многом определяется их летно-техническими характеристиками и эксплуатационными свойствами, обеспечиваемыми особенностями их конструкции и компоновкой. В свою очередь специфичность решаемых задач обуславливает уникальные требования к летно-техническим характеристикам современных боевых вертолетов.

Целью работы явилось обобщение известных подходов к весовому расчету винтокрылых летательных аппаратов, основанных на уравнении существования [9–18], и их актуализация к определению взлетной массы современных боевых вертолетов.

С использованием полученной методики определена нормальная взлетная масса вертолета с летно-техническими характеристиками и техническими (конструктивными) параметрами, соответствующими Ми-24В (в боевом варианте).

Расчетная боевая задача вертолета включает следующие этапы (участки):

- взлет и посадку по-вертолетному (продолжительность этапа 6 мин);
- полет в район цели и обратно (протяженность участка 450 км);
- атаку наземной цели (продолжительность этапа 3 мин).

На каждом этапе полета режим работы двигателей вертолета считается неизменным (на первом и третьем – взлетный, на втором – номинальный).

Методы и методология исследования

Уравнение существования вертолета имеет вид [1]

$$m_0 = \frac{m_{\text{эов}}}{1 - (\xi_{\text{пл}} + \xi_{\text{су}} + \xi_{\text{с}} + \xi_{\text{т}})}, \quad (1)$$

где m_0 – нормальная взлетная масса вертолета; $m_{\text{эов}} = m_{\text{н}} + m_{\text{БК}} + m_{\text{ЭК}}$ – масса экипажа, оборудования и вооружения (полезная нагрузка); $m_{\text{н}}$ – масса расходуемой боевой нагрузки (боекомплект пушки, неуправляемые и управляемые ракеты, расходуемые средства бортового комплекса обороны (БКО); $m_{\text{БК}}$ – масса бортовых комплексов (пилотажно-

навигационного, связи, вооружения и БКО); $m_{\text{эк}}$ — масса всех членов экипажа с личным снаряжением и парашютами; $\xi_{\text{пл}}$ — относительная масса планера; $\xi_{\text{сy}}$ — относительная масса силовой установки; $\xi_{\text{с}}$ — относительная масса систем вертолета; $\xi_{\text{т}}$ — относительная масса топлива.

Таким образом, для расчета нормальной взлетной массы вертолета необходимо получить выражения для определения относительных масс $\xi_{\text{пл}}$, $\xi_{\text{сy}}$, $\xi_{\text{с}}$, $\xi_{\text{т}}$. Данные выражения должны связывать относительные массы частей вертолета с его летно-техническими характеристиками и техническими параметрами.

Относительная масса планера боевого вертолета состоит из относительных масс фюзеляжа $\xi_{\text{ф}}$, крыла $\xi_{\text{кр}}$, оперения $\xi_{\text{оп}}$, шасси $\xi_{\text{ш}}$ и брони $\xi_{\text{бж}}$:

$$\xi_{\text{пл}} = \xi_{\text{ф}} + \xi_{\text{кр}} + \xi_{\text{оп}} + \xi_{\text{ш}} + \xi_{\text{бж}}. \quad (2)$$

Эти относительные массы определяются на основании статистических данных серийных и опытных вертолетов соответствующих схем и назначений. Для современных одновинтовых боевых вертолетов $\xi_{\text{ф}} = 0,11 \div 0,135$, $\xi_{\text{кр}} = 0,012 \div 0,015$, $\xi_{\text{оп}} = 0,005$, $\xi_{\text{ш}} = 0,027 \div 0,032$ (убирающееся шасси), $\xi_{\text{ш}} = 0,02 \div 0,025$ (неубирающееся шасси) [9]. Применение в конструкции вертолета композиционных материалов позволяет снизить относительные массы соответствующих частей до 20 % [9, 19]. $\xi_{\text{бж}}$ современных боевых вертолетов достигает 0,03 [9].

Относительная масса силовой установки одновинтового боевого вертолета определяется:

$$\xi_{\text{сy}} = \xi_{\text{нв}} + \xi_{\text{рв}} + \xi_{\text{дв}} + \xi_{\text{сдy}} + \xi_{\text{гл.ред}} + \xi_{\text{тр}} + \xi_{\text{тс}} + \xi_{\text{всу}} + \xi_{\text{пзу}} + \xi_{\text{эву}}, \quad (3)$$

где $\xi_{\text{нв}}$ — относительная масса несущего винта (НВ); $\xi_{\text{рв}}$ — относительная масса рулевого винта (РВ); $\xi_{\text{дв}}$ — относительная масса двигателей вертолета; $\xi_{\text{сдy}}$ — относительная масса систем двигателей; $\xi_{\text{гл.ред}}$ — относительная масса главного редуктора; $\xi_{\text{тр}}$ — относительная масса трансмиссии; $\xi_{\text{тс}}$ — относительная масса топливной системы; $\xi_{\text{всу}}$ — относительная масса вспомогательной силовой установки (ВСУ); $\xi_{\text{пзу}}$ — относительная масса пылезащитных устройств (ПЗУ); $\xi_{\text{эву}}$ — относительная масса экранно-выхлопных устройств (ЭВУ).

Относительная масса НВ равна

$$\xi_{\text{нв}} = \sum \xi_{\text{л}} + \xi_{\text{вт}}; \quad (4)$$

$$\sum \xi_{\text{л}} = a_{\text{л}} \frac{K_{\text{л}}^* \cdot \sigma}{(0,056 \cdot \lambda)^{0,7} \cdot p} \cdot \left(1 + 0,5 \left(\left(\frac{\omega R}{220} \right)^2 - 1 \right) \right); \quad (5)$$

$$\xi_{\text{вт}} = a_{\text{вт}} \cdot 10^{-5} \cdot K_{\text{зл}} \cdot \xi_{\text{л}}^{1,35} \cdot \left(\frac{P}{10^4} \right)^{0,35} \cdot (\omega R)^{2,7}, \quad (6)$$

где $\sum \xi_{\text{л}}$ — относительная масса лопастей НВ; $\xi_{\text{вт}}$ — относительная масса втулки НВ; $a_{\text{л}} = 16$ — весовой коэффициент лопастей [9];

$K_{\text{л}}^*$ — коэффициент, учитывающий особенности конструкции и материал изготовления лопастей НВ (для лопастей с лонжероном из

алюминиевых сплавов $K_{\text{л}}^* = 13,2$; для лопастей со стеклопластиковым лонжероном – $K_{\text{л}}^* = 11,25$ [13]); σ – коэффициент заполнения НВ; λ – удлинение лопастей; p – удельная нагрузка на ометаемую НВ площадь; ωR – окружная скорость концевой сечения лопастей; $a_{\text{вт}}$ – коэффициент, учитывающий особенности конструкции и материал изготовления втулки; $K_{\text{зл}} = 1 + \xi_{\text{л}}(z_{\text{л}} - 4)$ – весовой коэффициент втулки; $\xi_{\text{л}}$ – относительная масса одной лопасти НВ; $z_{\text{л}} = \pi \cdot \sigma \cdot \lambda$ – количество лопастей НВ.

Для шарнирных стальных втулок $a_{\text{вт}} = 0,7$, для втулок с эластомерными подшипниками $a_{\text{вт}} \approx 0,6$ [9]. Втулки НВ, выполненные из композиционных материалов, в сочетании с эластомерными подшипниками имеют массу меньше традиционных (шарнирных) на 45 % [9, 19].

РВ на карданном подвесе с лопастями из алюминиевых сплавов имеют $\xi_{\text{рв}} = 0,0105$, Х-образные винты со стеклопластиковыми лопастями – $\xi_{\text{рв}} = 0,009$ [9].

$$\xi_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{m_0}, \text{ где } m_{\text{дв}} - \text{масса двигателей вер-}$$

толета, определяемая режимом полета на котором реализуется максимальная приведенная мощность $N_{\text{дв пр}}$ (мощность в стандартных атмосферных условиях при $H = 0$ и $V = 0$):

$$m_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot N_{\text{дв пр}}, \quad (7)$$

где $\gamma_{\text{дв}}$ – удельная масса двигателей.

Для боевого вертолета потребную мощность $N_{\text{НВ}}$ определяют режимы:

- висение на статическом потолке;
- полет на практическом (динамическом) потолке;
- полет на максимальной скорости и заданной высоте;
- установившийся вираж (разворот) с заданной перегрузкой и на заданной высоте и скорости;
- полет с одним отказавшим двигателем (другой двигатель работает на взлетном режиме).

Таким образом, относительная масса двигателей на каждом расчетном режиме определяется:

$$\xi_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot \overline{N}_{\text{дв пр}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot A_{\text{пр}} \frac{\overline{N}_{\text{НВ}}}{\Delta\zeta \cdot \Delta\zeta_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta\zeta_{\text{ЭВУ}} \cdot K_{\text{др}}}, \quad (8)$$

где $\overline{N}_{\text{дв пр}}$ – приведенная относительная мощность двигателей; $A_{\text{пр}}$ – коэффициент приведения мощности двигателей к расчетным условиям (определяется по графикам в зависимости от высоты и скорости полета [9]);

$\overline{N}_{\text{НВ}} = \frac{N_{\text{НВ}}}{m_0}$ – относительная потребная НВ

мощность; $\Delta\zeta$ – коэффициент, учитывающий потери мощности двигателей вертолета на привод РВ, вспомогательных агрегатов и трение в агрегатах трансмиссии (определяется по графикам в зависимости от размерности вертолета и скорости полета [9]); $\Delta\zeta_{\text{ПЗУ}}$ и

$\Delta\zeta_{\text{ЭВУ}}$ – коэффициенты, учитывающие снижение мощности двигателей при установке ПЗУ и ЭВУ; $K_{\text{др}} \leq 1$ – коэффициент дросселирования двигателей.

ПЗУ инерционного типа с центральным обтекателем в виде «гриба» при выключенном эжекторе снижает мощность двигателя на 2–3 %, соответственно, $\Delta\zeta_{\text{ПЗУ}} = 0,97 \div 0,98$. Для конструкций ЭВУ, применяемых на отечественных боевых вертолетах, $\Delta\zeta_{\text{ЭВУ}} = 0,98$ [9].

В дальнейших расчетах используется наибольшее значение $\xi_{\text{дв}}$.

$N_{\text{НВ}}$ затрачивается на создание тяги, преодоление сил сопротивления движения лопастей в воздухе и сопротивление несущих частей вертолета (при наличии поступательной скорости). Таким образом, выражение для относительной потребной мощности имеет вид [12]

$$\bar{N}_{\text{НВ}} = \bar{N}_{\text{инд}} + \bar{N}_{\text{пр}} + \bar{N}_{\text{вр}}; \quad (9)$$

где $\bar{N}_{\text{инд}}$, $\bar{N}_{\text{пр}}$ и $\bar{N}_{\text{вр}}$ – относительные индуктивная, профильная и вредная мощности соответственно.

На режимах с поступательной скоростью полета ($V \neq 0$) составляющие $\bar{N}_{\text{НВ}}$ определяются:

$$\bar{N}_{\text{инд}} = 4 \cdot 10^{-3} \frac{P}{\kappa \cdot \Delta \cdot \bar{V} \cdot \omega R} \left((n_y - \bar{Y}_{\text{кр}})^2 + \frac{4\bar{Y}_{\text{кр}}^2}{\bar{l}_{\text{кр}}^2} \right); \quad (10)$$

$$\bar{N}_{\text{пр}} = \left(1,5\Phi_1 \cdot (c_{x\text{p}})_{\text{ср}} \cdot (1 + 5\bar{V}^2) + 6 \cdot \Delta m_{\text{сж}} \right) \frac{\Delta \cdot \sigma \cdot (\omega R)^3}{10^3 \cdot p}; \quad (11)$$

$$\bar{N}_{\text{вр}} = 6 \cdot 10^{-3} c_x \cdot \frac{\Delta}{p} \cdot \bar{V}^3 \cdot (\omega R)^3, \quad (12)$$

где $\kappa = B^4$ – коэффициент, учитывающий концевые потери лопастей НВ; $B \approx 0,98$ [9, 20];

Δ – относительная плотность воздуха; $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$;

n_y – нормальная перегрузка; $\bar{Y}_{\text{кр}}$ – относительная подъемная сила крыла; $\bar{l}_{\text{кр}} = \frac{l_{\text{кр}}}{R}$ – относительный размах крыла; Φ_1 – коэффициент, учитывающий влияние формы лопасти в плане на величину ее профильного сопротивления, для лопастей прямоугольной формы в плане $\Phi_1 = 1$ [9, 20]; $(c_{x\text{p}})_{\text{ср}}$ – средний по диску НВ коэффициент профильного сопротивления, для НВ с лопастями, образуемыми профилем НАСА23012, $(c_{x\text{p}})_{\text{ср}} \approx 0,011$ [21, 22];

$\Delta m_{\text{сж}}$ – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости на величину профильного сопротивления НВ (определяется по графикам $\Delta m_{\text{сж}} = \Delta m_{\text{сж}}(t_y, t_x, M_0, \bar{V}, \sigma)$ [9]);

$$t_y = \frac{P}{0,5\rho \cdot \sigma \cdot (\omega R)^2} (1 - \bar{Y}_{\text{кр}}) \quad \text{– коэффициент}$$

тяги (подъемной силы) НВ; $t_x = -c_x \cdot \frac{\bar{V}^2}{\sigma}$ – коэффициент пропульсивной силы НВ; c_x – коэффициент продольной силы несущих частей вертолета, для боевого вертолета при убранном шасси и с внешними подвесками $c_x \approx 0,0105$ [9]; $M_0 = \frac{\omega R}{a}$; a , ρ – скорость звука и плотность воздуха.

На режиме висения ($V = 0$) $N_{\text{вр}} = 0$, и $\bar{N}_{\text{НВ вис}}$ определяется суммой индуктивной и профильной мощностей. При этом необходимо учитывать дополнительное сопротивление планера за счет обтекания струей от НВ. Таким образом:

$$\bar{N}_{\text{НВ вис}} = 6,26 \cdot 10^{-3} \frac{\Phi}{\kappa_{\text{вис}} \cdot K_{\text{об}}} \sqrt{\frac{P}{\Delta_{\text{вис}}}} + \left(1,5\Phi_1 \cdot (c_{x\text{p}})_{\text{ср}} + 6 \cdot \Delta m_{\text{сж}} \right) \frac{\Delta_{\text{вис}} \cdot \sigma \cdot (\omega R)^3}{10^3 \cdot p}, \quad (13)$$

где Φ – коэффициент, учитывающий неравномерность распределения осевой индуктивной скорости по радиусу НВ и затраты мощности на закручивание потока воздуха, для лопастей прямоугольной формы в плане с геометрической круткой $5-9^\circ$ $\Phi = 1,05$ [9, 20]; $\kappa_{\text{вис}} = B^{2/3}$; $K_{\text{об}}$ – коэффициент, учитывающий отрицательную интерференцию между НВ и планером на режиме висения, для одновинтового вертолета с крылом $K_{\text{об}} = 0,97$ [9]; $\Delta m_{\text{сж}}$ определяется по графику $\Delta m_{\text{сж}} = \Delta m_{\text{сж}}(t_y, M_0)$ [9]; $t_y = \frac{2p}{\rho \cdot \sigma \cdot (\omega R)^2}$.

Полет вертолета на заданной высоте в случае отказа одного двигателя возможен, когда выполняется условие

$$N_{\text{НВ}}^* \geq N_{\text{НВ гп min}} + \Delta N_{\text{min}}, \quad (14)$$

где $N_{\text{НВ гп min}}$ – минимальная потребляемая мощность НВ (соответствует $V_{\text{эк}} \approx 0,7 \sqrt{\frac{p}{\Delta^2 \cdot c_x}}$);

ΔN_{min} – минимальный избыток мощности, обеспечивающий вертолету сохранение заданной высоты при незначительных изменениях скорости, разворотах и при прохождении нисходящих потоков.

Нормы летной годности вертолетов устанавливают, что при отказе одного двигателя должна обеспечиваться возможность продолжения полета со скороподъемностью не менее 0,25 м/с на режиме работы другого двигателя с временем непрерывной работы не менее 30 минут [9]. Таким образом:

$$\Delta \bar{N}_{\text{min}} = \frac{\Delta N_{\text{min}}}{m_0} = \frac{V_{y \text{ min}} \cdot m_0 g}{m_0 \cdot 10^3} \approx 0,0025. \quad (15)$$

Потребная относительная мощность НВ для полета на заданной высоте в случае отказа одного двигателя определяется:

$$\Delta \bar{N}_{\text{min}}^* = \Delta \bar{N}_{\text{НВ гп min}} + \Delta \bar{N}_{\text{min}}, \quad (16)$$

где $\Delta N_{\text{НВ гп min}}$ вычисляется по формулам для $N_{\text{НВ}}$ при $V = V_{\text{эк}}$.

Относительная приведенная мощность работающего двигателя вертолета из условия сохранения заданной высоты полета при одном отказавшем двигателе равна

$$\bar{N}_{\text{дв пр}}^* = A_{\text{пр}} \frac{\Delta \bar{N}_{\text{min}}^*}{\Delta \zeta \cdot \Delta \zeta_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta \zeta_{\text{ЭВУ}} \cdot K_{\text{др}}}. \quad (17)$$

Таким образом, относительная масса двигателей вертолета на данном режиме определяется:

$$\xi_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot \bar{N}_{\text{дв пр}}^*. \quad (18)$$

Относительная масса комплекта «грибовидных» ПЗУ боевого вертолета $\xi_{\text{пзу}} \approx 0,002$, ЭВУ – $\xi_{\text{эву}} = 0,002$, ВСУ типа АИ-9В – $\xi_{\text{всу}} = 0,007$ [9].

$K_{\text{др}}$ определяется по характеристикам двигателей вертолета. Для двигателя ТВ3-117ВМА номинальный режим работы составляет 85–90 % от взлетной мощности, соответственно, $K_{\text{др}}^{\text{ном}} = \frac{N_{\text{дв ном}}}{N_{\text{дв взл}}} = 0,85 \div 0,9$.

Относительная масса двигательных систем определяется [13]:

$$\xi_{\text{сду}} = \frac{m_{\text{сду}}}{m_0} = K_{\text{сду}} \cdot \bar{N}_{\text{дв пр}}, \quad (19)$$

где $K_{\text{сду}} = 0,055 \div 0,065$ – весовой коэффициент.

Относительная масса главного редуктора одновинтового вертолета равна [13]

$$\xi_{\text{гл.ред}} = a_{\text{гл.ред}} \cdot (\bar{N}_{\text{НВ}})^{0,8}, \quad (20)$$

где $a_{\text{гл.ред}}$ – весовой коэффициент (для вертолетов размерности Ми-24 $a_{\text{гл.ред}} \approx 0,23$ [9]).

Относительные массы элементов трансмиссии одновинтового вертолета определяются [13]:

$$\xi_{\text{пр.ред}} = a_{\text{пр.ред}} \cdot (\bar{N}_{\text{НВ вис}})^{0,8}; \quad (21)$$

$$\xi_{\text{хв.ред}} = a_{\text{хв.ред}} \cdot (\bar{N}_{\text{НВ вис}})^{0,8}; \quad (22)$$

$$\xi_{\text{хв.в}} \approx 0,012 \cdot (\bar{N}_{\text{НВ вис}})^{2/3}, \quad (23)$$

где $\xi_{\text{пр.ред}}$, $\xi_{\text{хв.ред}}$, $\xi_{\text{хв.в}}$ – относительные массы промежуточного, хвостового редукторов и трансмиссионного вала привода РВ соответственно; $a_{\text{пр.ред}}$ и $a_{\text{хв.ред}}$ – весовые коэффициенты (для вертолетов размерности Ми-24 $a_{\text{пр.ред}} \approx 0,007$, $a_{\text{хв.ред}} \approx 0,016$ [9]); $\bar{N}_{\text{НВ вис}}$ – крутящий момент, действующий на хвостовой вал трансмиссии вертолета при висении на статическом потолке.

Относительная масса коробки приводов $\xi_{\text{кор.пр}} = 0,0045$ (для вертолетов размерности Ми-24).

Таким образом:

$$\xi_{\text{тр}} = \xi_{\text{пр.ред}} + \xi_{\text{хв.ред}} + \xi_{\text{хв.в}} + \xi_{\text{кор.пр}}. \quad (24)$$

Относительная масса топливной системы вертолета определяется:

$$\xi_{\text{тс}} = K_{\text{тс}} \cdot \xi_{\text{т}}, \quad (25)$$

где $K_{\text{тс}}$ – весовой коэффициент (для топливной системы вертолета с протектированными баками, заполненными пенополиуританом, $K_{\text{тс}} = 0,071 \div 0,093$ [13]).

Относительная масса систем вертолета состоит из относительных масс систем

управления (и гидросистемы) $\xi_{\text{упр+гс}}$, электрооборудования (включая противообледенительную) $\xi_{\text{эо}}$, пневматической $\xi_{\text{вс}}$, жизнеобеспечения $\xi_{\text{жо}}$ и противопожарной $\xi_{\text{сп}}$:

$$\xi_{\text{с}} = \xi_{\text{упр+гс}} + \xi_{\text{эо}} + \xi_{\text{вс}} + \xi_{\text{жо}} + \xi_{\text{сп}}. \quad (26)$$

Для одновинтового боевого вертолета [9]

$$\xi_{\text{упр+гс}} = 590 \frac{\sigma}{p} \cdot \left(\frac{\omega R}{220} \right)^2 \cdot \bar{V}_{\text{max}} \cdot b, \quad (27)$$

где b – хорда лопасти НВ.

$$\xi_{\text{эо}} = a_{\text{эо}} \frac{1}{\sqrt{p}} + b_{\text{эо}} \frac{\sigma}{p}, \quad (28)$$

где $a_{\text{эо}} = 0,35$, $b_{\text{эо}} = 55$ – коэффициенты (для вертолетов размерности Ми-24).

Относительные массы пневматической системы, системы жизнеобеспечения и системы пожаротушения определяются по соответствующим статистическим данным. Для современных боевых вертолетов $\xi_{\text{вс}} = 0,002 \div 0,003$, $\xi_{\text{жо}} = 0,005$ и $\xi_{\text{сп}} = 0,003 \div 0,004$ [9].

$\xi_{\text{т}}$ определяется из условия обеспечения всех этапов расчетной боевой задачи, задающегося соответствующими расстояниями (ΔL_i) или временем ($\Delta \tau_i$).

В первом случае относительная масса топлива, затрачиваемая на участке протяженностью ΔL_i , определяется:

$$\Delta \xi_{\text{тi}} (\Delta L_i) = \frac{c_{\text{уд}}^{VH} \cdot \Delta L_i}{3,6 \cdot \Delta \zeta \cdot \Delta \zeta_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta \zeta_{\text{ЭВУ}}} \cdot \left(\frac{\bar{N}_{\text{НВ}}}{V_{\text{зад}}} \right); \quad (29)$$

$$\left(\frac{\bar{N}_{\text{НВ}}}{V_{\text{зад}}}\right) = 4 \cdot 10^{-3} \frac{P}{\kappa \cdot \Delta \cdot \bar{V}_{\text{зад}}^2 \cdot \omega R} \left((1 - \bar{Y}_{\text{кр}})^2 + \frac{4\bar{Y}_{\text{кр}}^2}{\bar{l}_{\text{кр}}^2} \right) \bar{N}_{\text{пр}} +$$

$$+ \left(1,5\Phi_1 \cdot (c_{x p})_{\text{ср}} \cdot (1 + 5\bar{V}_{\text{зад}}^2) + 6 \cdot \Delta m_{\text{сж}} \right) \frac{\Delta \cdot \sigma \cdot (\omega R)^3}{10^3 \cdot p \cdot \bar{V}_{\text{зад}}} + 6 \cdot 10^{-3} c_x \frac{\Delta}{p} \cdot \bar{V}_{\text{зад}}^2 \cdot (\omega R)^2, \quad (30)$$

где $c_{\text{уд}}^{\text{ВН}} = \frac{c_{\text{уд}} - 0,16(1 - \bar{N}_{\text{гп}})}{\bar{N}_{\text{гп}}}$; $\bar{N}_{\text{гп}} = \frac{\bar{N}_{\text{дв}} V_{\text{зад}}}{\bar{N}_{\text{дв пр max}}}$;

$$\bar{N}_{\text{дв}} V_{\text{зад}} = \frac{V_{\text{зад}}}{\Delta \xi \cdot \Delta \xi_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta \xi_{\text{ЭВУ}}} \cdot \left(\frac{\bar{N}_{\text{НВ}}}{V_{\text{зад}}} \right); \quad \bar{N}_{\text{дв пр max}} -$$

максимальная относительная мощность двигателей.

Во втором случае (при заданной продолжительности этапа $\Delta \tau_i$):

$$\Delta \xi_{\tau_i} (\Delta \tau_i) = \bar{N}_{\text{дв}} V_{\text{зад}} \cdot c_{\text{уд}}^{\text{ВН}} \cdot \Delta \tau_i. \quad (31)$$

Атака наземной цели боевым вертолетом происходит на взлетной мощности двигателей, поэтому

$$\Delta \xi_{\tau \text{ атаки}} (\Delta \tau_{\text{атаки}}) = \bar{N}_{\text{дв пр max}} \cdot c_{\text{уд}} \cdot \Delta \tau_{\text{атаки}}. \quad (32)$$

Таким образом:

$$\xi_{\tau} = 1,19 \cdot \left(\sum \Delta \xi_{\tau_i} (\Delta L_i) + \Delta \xi_{\tau \text{ атаки}} (\Delta \tau_{\text{атаки}}) \right). \quad (33)$$

Результаты исследования и обсуждение полученных результатов

Относительная масса планера вертолета

Вертолет спроектирован по одновинтовой схеме с РВ, имеет крыло и убирающееся шасси. $\xi_{\text{пл}} = 0,198$. Весовой анализ частей планера рассчитываемого вертолета представлен на рис. 1. Наибольшую относительную массу, составляющую 60,6 % от $\xi_{\text{пл}}$, имеет фюзеляж $\xi_{\text{ф}}$.

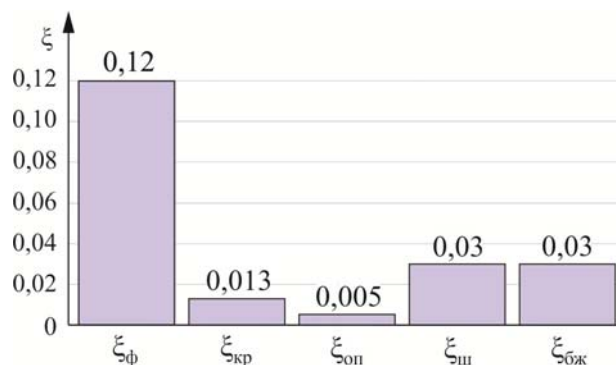


Рис. 1. Весовой анализ планера вертолета
Fig. 1. Weight analysis of the helicopter airframe

Относительная масса силовой установки

НВ вертолета является пятилопастным, с лонжеронами из алюминиевого сплава. Втулка стальная, шарнирная.

РВ вертолета выполнен на карданном подвесе и имеет три лопасти. Лонжероны лопастей также выполнены из алюминиевого сплава.

Результаты расчета приведенной мощности двигателей вертолета на расчетных режимах полета представлены в табл. 1.

Наибольшие значения $\bar{N}_{\text{НВ}}$ и $\bar{N}_{\text{дв пр}}$ реализуется на вираже. Следовательно, данный режим является расчетным для определения $\xi_{\text{дв}}$ и $\xi_{\text{гл.ред}}$.

Относительная масса силовой установки вертолета $\xi_{\text{су}} = 0,3241$. Значения составляющих $\xi_{\text{су}}$ представлены на рис. 2. Наибольшую относительную массу имеют НВ $\xi_{\text{НВ}}$ – 35,1 % от $\xi_{\text{су}}$, главный редуктор $\xi_{\text{гл.ред}}$ – 27,1 % и двигатели $\xi_{\text{дв}}$ – 16,9 %.

Таблица 1
Table 1

Расчет приведенной мощности двигателей вертолета
Calculation of the corrected power of helicopter engines

Параметры	Расчетные режимы полета				
	$H = 1050$ м; $V = 0$ км/ч; $n_y = 1$ (висение)	$H = 4500$ м; $V = 150$ км/ч; $n_y = 1$ (практический потолок)	$H = 500$ м; $V = 315$ км/ч; $n_y = 1$ (максимальная скорость)	$H = 500$ м; $V = 200$ км/ч; $n_y = 1,8$ (вираж)	$H = 500$ м; $V = 174,5$ км/ч; $n_y = 1$ (отказ одного двигателя)
$\bar{N}_{\text{инд}}$	—	0,0674	0,0231	0,0689	0,0384
$\bar{N}_{\text{пр}}$	—	0,0443	0,0904	0,0928	0,0477
$\bar{N}_{\text{вр}}$	—	0,0062	0,0859	0,0859	0,0146
$\bar{N}_{\text{нв}}$	0,1960	0,1179	0,1995	0,2476	0,1008
$K_{\text{др}}$	1	0,88	1	1	1
$\bar{N}_{\text{дв пр}}$	0,2689	0,2399	0,2422	0,3007	0,1251

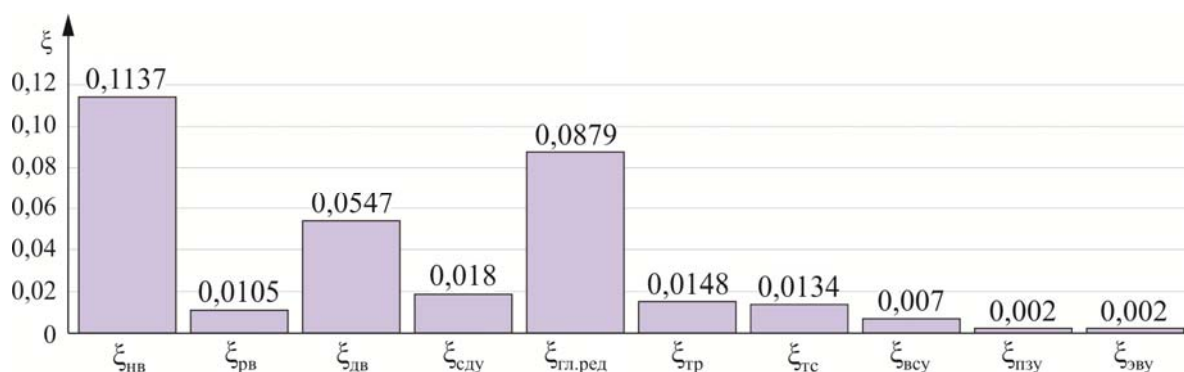


Рис. 2. Весовой анализ силовой установки вертолета
Fig. 2. Weight analysis of the helicopter power plant

Относительная масса систем вертолета

$\xi_c = 0,0705$. Весовой анализ систем вертолета представлен на рис. 3. Наибольшие относительные массы имеют $\xi_{\text{упр+тс}}$, составляющую 43,5 % от ξ_c , и $\xi_{\text{эо}}$ – 40,7 %.

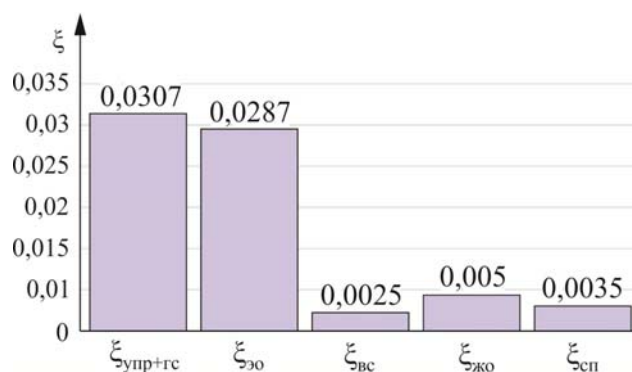


Рис. 3. Весовой анализ систем вертолета
Fig. 3. Weight analysis of helicopter systems

Относительная масса топлива

На этапе взлета и посадки $\Delta\xi_{\tau 1} = 0,0094$, полета в район цели и обратно – $\Delta\xi_{\tau 2} = 0,1235$, атаки наземной цели – $\Delta\xi_{\tau 3} = 0,0047$.

Следовательно, $\xi_{\tau} = 0,1638$.

Нормальная взлетная масса вертолета

По полученным $\xi_{пл}$, $\xi_{су}$, ξ_c и ξ_{τ} с использованием уравнения существования (1) определена нормальная взлетная масса вертолета $m_0 = 10\,752$ кг. Взлетная масса Ми-24В с соответствующей полезной нагрузкой составляет 11 200 кг (абсолютная погрешность расчета 4 %).

Заключение

В работе предложена методика оценки взлетной массы современных боевых вертолетов с заданными летно-техническими характеристиками и техническими параметрами. Методика практически реализована в виде программы для ЭВМ. С использованием разработанной методики определена нормальная взлетная масса вертолета с летно-техническими характеристиками и техническими параметрами, соответствующими боевому вертолету, стоящему на вооружении. Результаты расчета являются удовлетворительными.

Результаты работы могут быть использованы:

- при обосновании тактико-технических и эксплуатационных требований к современным боевым вертолетам;
- проектировании боевых вертолетов;
- выборе направлений модернизаций и анализе взаимозависимости тактических, эксплуатационных и технических свойств боевых и транспортно-боевых вертолетов, стоящих на вооружении.

Список литературы

1. Болховитинов О.В., Вольнов И.И., Захарченко В.С. и др. Конструкция и прочность летательных аппаратов / Под ред. О.В. Болховитинова. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 678 с.
2. Скопец Г.М. Внешнее проектирование авиационных комплексов: методологические аспекты. М.: ЛЕНАНД, 2021. 344 с.
3. Артамонов Б.Л., Заграничнов А.С., Лисовинов А.В. Тяжелый вертолет для арктической транспортной системы // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 2. С. 52–68. DOI: 10.34759/vst-2021-2-52-68
4. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.
5. Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. М.: Дельта, 2005. 344 с.
6. Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель для расчета летно-технических характеристик электрических винтокрылых летательных аппаратов для целей городской аэромобильности // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 93–111. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-93-111
7. Лукьянов О.Е., Золотов Д.В. Методологическое обеспечение подготовки проектантов и операторов беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 14–28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28
8. Schwinn D. Structural sizing of a rotorcraft fuselage using an integrated design approach / D. Schwinn, P. Weiland, M. Schmid, M. Buchwald [Электронный ресурс] // Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brazil, Belo Horizonte, 09–14 September 2018. 14 p. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0082_paper.pdf (дата обращения: 13.08.2024).

9. Павлов С.Н. Проектирование вертолетов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1997. 140 с.

10. Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А. Летные испытания вертолетов. М.: Машиностроение, 1980. 400 с.

11. Браверман А.С., Вайнтриб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 278 с.

12. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практическая аэродинамика вертолетов. М.: Воениздат, 1980. 384 с.

13. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.

14. Жустрин Г.К., Кронштадтов В.В. Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет. М.: Машиностроение, 1978. 112 с.

15. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Лосев Л.И. Проектирование вертолетов. Харьков: Национальный аэрокосмический университет «Харьковский авиационный институт», 2003. 344 с.

16. Володко А.М., Литвинов А.Л. Основы конструкции и технической эксплуатации одновинтовых вертолетов. М.: Военное издательство, 1986. 110 с.

17. Вильдбруге Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М.: Машиностроение, 1997. 152 с.

18. Тищенко М.Н. Выбор параметров вертолета на начальной стадии проектирования. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. 124 с.

19. Ece R., Ozturk F., Çobanoğlu M. Recent advancements in thermoplastic composite materials in aerospace industry [Электронный ресурс] // Journal of Thermoplastic Composite Materials. 2023. Vol. 37, iss. 9. 33 p. DOI: 10.1177/08927057231222820 (дата обращения: 13.08.2024).

20. Чуприков И.В., Попов С.А., Тарасов А.Л. Особенности математической модели динамики движения боевого вертолета по земле при выполнении руления [Электронный ресурс] // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2021. № 17. С. 150–160.

URL: <https://vva.mil.ru/upload/site21/JnYFuOSvmu.pdf> (дата обращения: 13.08.2024).

21. Kocjan J., Kachel S., Rogólski R. Helicopter main rotor blade parametric design for a preliminary aerodynamic analysis supported by CFD or panel method [Электронный ресурс] // Materials. 2022. Vol. 15, iss. 12. ID: 4275. DOI: 10.3390/ma15124275 (дата обращения: 13.08.2024).

22. Тарасов А.Л. Численное исследование особенностей обтекания вертолетных профилей в эксплуатационном диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха // Труды МАИ. 2023. № 131. ID: 13. DOI: 10.34759/trd-2023-131-13

References

1. Bolkhovitinov, O.V., Volnov, I.I., Zakharchenko, V.S. et al. (2004). The design and strength of aircraft. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 678 p. (in Russian)

2. Skopets, G.M. (2021). External design of aviation complexes: methodological aspects. Moscow: LENAND, 344 p. (in Russian)

3. Artamonov, B.L., Zagranichnov, A.S., Lisovinov, A.V. (2021). Heavy helicopter for Arctic transport system. *Aerospace Mai Journal*, vol. 28, no. 2, pp. 52–68. DOI: 10.34759/vst-2021-2-52-68 (in Russian)

4. Myshkin, L.V. (2006). Prediction of the aviation technology development: theory and practice. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)

5. Platunov, V.S. (2005). Methodology of systematic military scientific research of aviation complexes. Moscow: Delta, 344 p. (in Russian)

6. Myasnikov, M.I., Ilyin, I.R. (2023). A simulation model for the electrical rotary-wing aircraft (eVTOL) performance estimation for the urban air mobility purposes. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 26, no. 4, pp. 93–111. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-93-111 (in Russian)

7. Lukyanov, O.E., Zolotov, D.V. (2021). Methodological support for the training of designers and operators of unmanned aerial vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace*

and Mechanical Engineering, vol. 20, no. 1, pp. 14–28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28 (in Russian)

8. Schwinn, D., Weiland, P., Schmid, M., Buchwald, M. (2018). Structural sizing of a rotorcraft fuselage using an integrated design approach. In: *Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Belo Horizonte, Brazil, September 09–14, 14 p. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0082_paper.pdf (accessed: 13.08.2024).

9. Pavlov, S.N. (1997). Helicopter design. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 140 p. (in Russian)

10. Akimov, A.I., Berestov, L.M., Mikhhev, R.A. (1980). Helicopter flight tests. Moscow: Mashinostroyeniye, 400 p. (in Russian)

11. Braverman, A.S., Vaintrub, A.P. (1988). Helicopter dynamics. Extreme flight modes. Moscow: Mashinostroyeniye, 278 p. (in Russian)

12. Romasevich, V.F., Samoilov, G.A. (1980). Practical helicopter aerodynamics. Moscow: Voenizdat, 384 p. (in Russian)

13. Tishchenko, M.N., Nekrasov, A.V., Radin, A.S. (1976). Helicopters. Selection of parameters during design. Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

14. Zhustrin, G.K., Kronshtadtov, V.V. (1978). Helicopter weight characteristics and their preliminary calculation. Moscow: Mashinostroyeniye, 112 p. (in Russian)

15. Krivtsov, V.S., Karpov, Ya.S., Losev, L.I. (2003). Helicopter design. Kharkov: Natsionalnyy aerokosmicheskii universitet “Kharkovskiy aviatsionnyy institut”, 344 p. (in Russian)

16. Volodko, A.M., Litvinov, A.L. (1986). Fundamentals of the design and technical operation of single-rotor helicopters. Moscow: Voennoye izdatelstvo, 110 p. (in Russian)

17. Vildbruge, L.S. (1997). Helicopters. Calculation of integral aerodynamic characteristics and flight data. Moscow: Mashinostroyeniye, 152 p. (in Russian)

18. Tishchenko, M.N. (2011). Helicopter parameters selection at the initial design stage. Moscow: Izdatelstvovo MAI-PRINT, 124 p. (in Russian)

19. Ece, R., Ozturk, F., Çobanoğlu, M. (2023). Recent advancements in thermoplastic composite materials in aerospace industry. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 37, issue 9, 33 p. DOI: 10.1177/08927057231222820 (accessed: 13.08.2024).

20. Chuprikov, I.V., Popov, S.A., Tarasov, A.L. (2021). Peculiarities of the combat helicopter movement dynamics mathematical model on the ground when taxiing. *Vozdushnokosmicheskiye sily. Teoriya i praktika*, no. 17, pp. 150–160. Available at: <https://vva.mil.ru/upload/site21/JnYFu0Svmu.pdf> (accessed: 13.08.2024). (in Russian)

21. Kocjan, J., Kachel, S., Rogólski, R. (2022). Helicopter main rotor blade parametric design for a preliminary aerodynamic analysis supported by CFD or panel method. *Materials*, vol. 15, issue 12. ID: 4275. DOI: 10.3390/ma15124275 (accessed: 13.08.2024).

22. Tarasov, A.L. (2023). Flow characteristics in the operational range angles of attack and mach numbers numerical investigation of helicopter airfoils. *Trudy MAI*, no. 131. ID: 13. DOI: 10.34759/trd-2023-131-13 (in Russian)

Сведения об авторах

Тарасов Андрей Леонидович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры конструкции и эксплуатации вертолетов и двигателей филиала Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» в г. Сызрани, Andreyt4884@mail.ru.

Прозоров Михаил Анатольевич, старший преподаватель кафедры конструкции и эксплуатации вертолетов и двигателей филиала Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» в г. Сызрани, Prozorovm1984@mail.ru.

Information about the authors

Andrey L. Tarasov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, the Head of the Department of Helicopter Design and Operation and Engines, Branch of the Air Force Military Educational and Scientific Centre Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, Syzran, Andreyt4884@mail.ru.

Michael A. Prozorov, Senior Lecturer, the Department of Helicopter Design and Operation and Engines, Branch of the Air Force Military Educational and Scientific Centre Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, Syzran, Prozorovm1984@mail.ru.

Поступила в редакцию	26.07.2024	Received	26.07.2024
Одобрена после рецензирования	19.08.2024	Approved after reviewing	19.08.2024
Принята в печать	26.09.2024	Accepted for publication	26.09.2024

ББК 05
Н 34
Св. план 2024

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 27, № 05, 2024
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 27, No. 05, 2024

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 27.08.2024.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

13 усл. печ. л.

Заказ № 1050/184

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, 2024