

Том 26, № 04, 2023

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА



Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 26, No. 04, 2023

Издается с 1998 г.

Москва
2023

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

Главная редакция

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

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

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

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Editorial Board

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

Chief Editorial Board:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Editorial Council

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Sergey P. Khalyutin, Professor, Doctor of Sciences, Director General, CEO LLC "Experimental laboratory NaukaSoft", Moscow, Russia;

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Bokov S.R., Efimov V.V. Determination of the most dangerous flight modes of aircraft in icing conditions	8
Емельянов В.Е., Матыюк С.П. Модель предупредительных замен элементов сложных систем в зависимости от наработки и количества отказов	21
Князев А.С., Попов А.Ю., Романцов Е.А. Использование интерактивного макета кабины экипажа самолета ДА-42Т в учебном процессе	31
Rubtsov E.A., Kudryakov S.A., Dalinger I.M., Kalintsev A.S. ADS-B data gating technique and its probabilistic models	50

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Болдырев А.В., Павельчук М.В. Анализ адекватности результатов конечно-элементного моделирования фюзеляжа в зоне большого выреза	64
Костин П.С., Журавский К.А. Аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот»	77
Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель для расчета летно-технических характеристик электрических винтокрылых летательных аппаратов для целей городской аэромобильности	93

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

Bokov S.R., Efimov V.V. Determination of the most dangerous flight modes of aircraft in icing conditions	8
Emelyanov V.E., Matiuk S.P. Model of preventive replacements of complex systems elements depending on the operation time and the number of failures	21
Knyazev A.S., Popov A.Ju., Romantsov E.A. The use of the interactive DA- 42T aircraft cockpit mockup in the process-oriented training	31
Rubtsov E.A., Kudryakov S.A., Dalinger I.M., Kalintsev A.S. ADS-B data gating technique and its probabilistic models	50

MECHANICAL ENGINEERING

Boldyrev A.V., Pavelchuk M.V. Analysis of the results adequacy of the fuselage finite-element modeling in the vicinity of a large cutout	64
Kostin P.S., Zhuravskiy K.A. Analytical and simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope when performing the split-S maneuver	77
Myasnikov M.I., Ilyin I.R. A simulation model for the electrical rotary-wing aircraft (eVTOL) performance estimation for the urban air mobility purposes	93

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 629.7.07

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-8-20

Determination of the most dangerous flight modes of aircraft in icing conditions

S.R. Bokov¹, V.V. Efimov¹

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

Abstract: In this paper, the object of research is the icing of aircraft surfaces during flight in the atmosphere. On many light aircraft, as well as on unmanned aircraft weighing less than 30 kg, there are no on-board de-icing systems. Nevertheless, aviation events occur with these aircraft, which are a consequence of their icing. Therefore, determining the most dangerous flight modes of aircraft in icing conditions is an urgent task. In view of the high cost of conducting flight tests and the impossibility of covering all possible events due to their potential danger, the complexity of creating flight conditions for aircraft in icing conditions on the ground, the mathematical modeling method was used in this study. To solve this problem, the analysis of the airworthiness standards of civil light aircraft, transport category aircraft, rotorcraft of normal and transport category was carried out within the framework of the work, the influence of various parameters on the thickness of ice build-up was investigated using a computational experiment conducted on the software developed by the authors of the article. On the basis of the results of the computational experiment, the dependences of the ice thickness on various icing parameters were obtained, a method was developed for determining the combination of heights and flight speeds of an aircraft, at which ice of the greatest thickness is formed on the surface of aircraft, other things being equal. Possession of this information will allow the aircraft crew and air traffic control specialists to avoid the most dangerous flight modes in terms of icing.

Key words: icing, mathematical model, computational experiment, flight operation.

For citation: Bokov, S.R., Efimov, V.V. (2023). Determination of the most dangerous flight modes of aircraft in icing conditions. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 8–20. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-8-20

Определение наиболее опасных режимов полета летательных аппаратов в условиях обледенения

С.Р. Боков¹, В.В. Ефимов¹

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

Аннотация: В данной работе объектом исследования является обледенение поверхностей воздушных судов при полете в атмосфере. На многих легких летательных аппаратах, а также на беспилотных воздушных судах массой менее 30 кг отсутствуют бортовые противообледенительные системы. Тем не менее с данными летательными аппаратами происходят авиационные события, которые являются следствием их обледенения. Поэтому определение наиболее опасных режимов полета летательных аппаратов в условиях обледенения является актуальной задачей. Ввиду высокой стоимости проведения летных испытаний и невозможности охвата всех возможных событий из-за их потенциальной опасности, сложности создания условий полета воздушных судов в условиях обледенения на земле в настоящем исследовании был

использован метод математического моделирования. Для решения поставленной задачи в рамках работы проведен анализ норм летной годности гражданских легких самолетов, самолетов транспортной категории, винтокрылых аппаратов нормальной и транспортной категории, проведено исследование влияния различных параметров на толщину нарастания льда с помощью вычислительного эксперимента, проведенного на разработанном авторами статьи программном обеспечении. На основе результатов вычислительного эксперимента были получены зависимости толщины льда от различных параметров обледенения, была разработана методика определения сочетания высот и скоростей полета воздушного судна, при которых на поверхности летательных аппаратов при прочих равных условиях образуется лед наибольшей толщины. Обладание данной информацией позволит экипажу летательного аппарата и специалистам по управлению воздушным движением избегать наиболее опасных режимов полета с точки зрения обледенения.

Ключевые слова: обледенение воздушных судов, математическая модель, вычислительный эксперимент, летная эксплуатация.

Для цитирования: Боков С.Р., Ефимов В.В. Определение наиболее опасных режимов полета летательных аппаратов в условиях обледенения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 8–20. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-8-20

Introduction

Icing of the aircraft is still one of the most dangerous factors [1–8] throughout the whole history of their operation. Icing of the aircraft surfaces may lead to different adverse consequences. Icing of the aircraft lifting systems leads to the flow lead change and, consequently, to the change of aircraft aerodynamic performance, its steadiness and controllability, flying range and endurance, along with fuel flow increase. Icing of the aircraft gas turbine engines may lead to the gas-dynamic parameter change in all the engine components and damage of the engine structure due to ice fragments entering the flow channel. Icing of aircraft probes and sensors gives the erroneous flight parameters to the crew.

The on-board de-icing systems are developed to prevent the aircraft parts from icing during the flight. The on-board de-icing system consumes either electrical or mechanical energy depending on its type. It is necessary to increase fuel flow for system reliable performance in both cases, which decreases the operational efficiency. That is why they try to refuse from on-board de-icing system use on civil aircraft for aerodynamic characteristics enhancement sake nowadays, for instance, on Tupolev TU-204 [9], which does not contradict the requirements of the aircraft and rotary aircraft^{1,2} airworthiness standards in transport category.

There are also the aircraft without the on-board³ de-icing systems⁴, which can inadvertently perform flights in icing circumstances, for instance, light aircraft and rotary aircraft, most of the unmanned aircraft types.

Thus, forecasting of icing providing the given weather forecasting, in other words determination of the flight mode during which icing is most intensive, in order to avoid flight performance on this mode whether it is possible, is the urgent task.

One can use theoretical and empirical approach to gain data on flight parameter influence on icing in forecasted weather conditions.

The high cost of flight testing and coverage of all the probable events being impossible due to their hazard are the drawbacks of the first approach. Thus, the reasonable combination of theoretical and empirical approach appears to be the most efficient. The mathematical modeling is what is meant by theoretical approach. The purpose of the following work is to determine the most dangerous aircraft flight modes using the mathematical modelling methods.

¹ Federal Aviation Rules, part 25 (2015). Airworthiness standards for airplanes in the transport category. St. Petersburg: SZ RTSAI. 292 p.

² Federal Aviation Rules, part 29 (2003). Airworthiness standards for rotorcraft in the transport category. Moscow: Aviaizdat. 130 p.

³ Federal Aviation Rules, part 23 (2014). Airworthiness standards for civil light aircraft. Moscow: Aviaizdat. 195 p.

⁴ Federal Aviation Rules, part 27 (2014). Airworthiness standards for rotor aircraft in the normal category. Moscow: Aviaizdat. 125 p.

Research methods and methodology

Icing of an aircraft is caused by liquid spray of water (a cloud) in the atmosphere and sub-zero air temperature.

The basic meteorological parameters, influencing the icing, are [10–17]:

- temperature;
- air liquid water content (mass of water drop content in air unit volume);
- size of drops;
- size of a cloud (icing zone).

Let us consider heat transfers at surface being iced, without taking the work of on-board de-icing systems and other measures into account.

There is a multitude of icing mathematical models, which are described, for instance, in works [10–12, 15–18]. Myers model, described in work [19], is used in the following paper.

Heat transfers will be estimated with their Q mass density, in other words, heat transfers as surface unit square, having, respectively, W/m^2 . There is scheme of heat transfers, being considered in above-mentioned Myers model, in Figure 1.

Heat additive to surface is provided due to:

- conversion of drop velocity energy into heat – Q_k ;
- coming out of water crystallization latent heat – Q_l ;
- air friction heating (due to frictional boundary layer) – Q_a .

Heat transfer from the surface is provided due to:

- heat convective flux from surface into air – Q_c ;
- evaporation of water (or ice sublimation, if there is ice on the surface without layer of water on it) – Q_e ;
- cooling due to drops of water – Q_d .

Thus, equation of heat capacity can be written this way:

$$Q_k + Q_l + Q_a - Q_c - Q_e - Q_d = 0. \quad (1)$$

Icing on the surface provided drops of water on it with the given temperature remaining un-

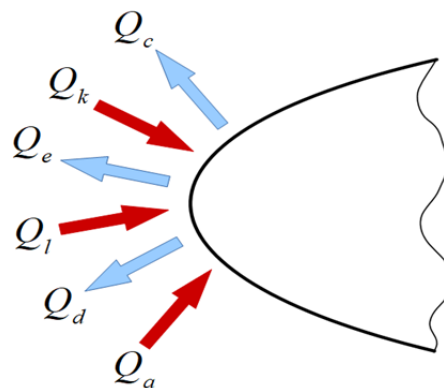


Fig. 1. Heat transfer scheme next to surface in icing conditions

changed is the only thing being considered monodimensionally according to Myers model in the following work. Myers model allows us to represent icing in time depending on the multitude of parameters (liquid water content, incoming air speed, temperature at surface, etc.). At the same time, it is considered that particles of water set immediately on the surface, creating porous structured layer of ice. Let us call such an ice basically porous. Some time after the ingoing drops of water cannot pass to solid phase at once due to limited ice thermal conduction and remain on ice surface for some time in the form of water which turns gradually into glassy ice.

It is necessary to take into account in the calculation that ice does not accumulate at all in case the following condition is fulfilled:

$$T_f - T_s \leq 0, \quad (2)$$

where T_f, T_s – is the temperature of phasal shift and surface, respectively, [K].

Only the cases of non-fulfilling the following condition (2) are considered below.

Then, as mentioned above, during the first stage porous ice appears, which depth can be distinguished by formula

$$B = \frac{\beta W G}{\rho_i} t, \quad (3)$$

where $\beta = \frac{m_B}{WGc_{max}}$ – is a wash-out rate;

m_B – mass of water penetrating the unit length (for instance, wing spread) per second, [kg/(s·m)];

W – incoming air speed, [m/s];

G – air liquid water content, [kg/m³];

c_{max} – maximum vertical body depth (for instance, airfoil depth), [m];

ρ_i – porous ice density, [kg/m³];

t – exposure time, [s].

Then, it is necessary to doublecheck the following condition:

$$\beta WGL_F + [Q_a + Q_k - (q_c + q_d + q_e)](T_f - T_a) \leq 0, \quad (4)$$

where L_F – latent crystallization heat, [J/kg];

$Q_a = \frac{r\bar{H}_{aw}W^2}{2c_a}$ – heat transfer rate due to aerodynamic heating, [W/m²];

r – recovery factor, which reflects distortion of aerodynamic streamline surface heating ($r < 1$);

$\bar{H}_{aw}$ – heat flux rate between air and water surface, [W/(m²·K)];

c_a – air thermal mass, [J/(kg·K)];

$Q_k = \frac{\beta GW^3}{2}$ – heat flow mass density due to water drops kinetic energy shift into heat, [W/m²];

$q_c = \bar{H}_{aw}$ – relative mass density of heat convective flux from surface into air, [W/(m²·K)];

$q_d = \beta W G c_w$ – relative mass density of heat flux due to cooling by drops of water, [W/(m²·K)];

c_w – water heat flow mass density, [J/(kg·K)];

$q_e = \chi e_0$ – relative heat flux mass density due to water perspiration [W/(m²·K)];

χ – perspiration rate, [m/s];

e_0 – rate of perspiration functional relation, [Pa/K];

T_a – temperature, [K].

Only porous ice without water on its surface, which could have turned into glassy ice will appear if condition (4) is met. Depth of ice can be determined, respectively, by formula (3), depending on exposure time.

Whether condition (4) is not met, at some point the water, which will then freeze and turn into glassy ice, will appear on porous ice surface.

Porous ice depth at first water appearance on its surface can be determined by formula

$$B_g = \frac{k_i(T_f - T_s)}{\beta WGL_F + [Q_a + Q_k - (q_c + q_d + q_e)](T_f - T_a)}, \quad (5)$$

where k_i – ice heat flow mass density, [W/(m·K)].

The following formula can be used for general ice depth (porous and glassy one, appeared on it) calculation, depending on exposure time:

$$B = \frac{1}{\rho_g L_F} \int_0^t \left(\frac{k_i(T_f - T_s)}{B} - k_w \rho_w \frac{Q_a + Q_k - (q_c + q_d + q_e)(T_f - T_a)}{k_w \rho_w + [\beta W G(t - t_g) - \rho_g(B - B_g)](q_c + q_d + q_e)} \right) dt, \quad (6)$$

where ρ_g, ρ_w – glassy ice and water mass density, respectively, [kg/m³];

$t_g = \frac{\rho_i B_g}{\beta W G}$ – time from the beginning of exposure to first water appearance on porous ice, [s];

k_w – water thermal conductivity, [W/(m·K)].



Fig. 2. Flight altitude dangerous velocities distribution



Fig. 3. Determination of the dangerous flight speeds range

Sufficiency of the following mathematical model is confirmed in Myers paper [19].

The respective software ice_1D, which allows to shape icing process depending on given starting conditions, along with distinguishing dangerous velocities and altitudes of flight was created for comfortable calculations by authors of the following work. Let us consider such a velocity, with which ice depth will be the biggest

one in other equal conditions, the dangerous one, that is why the biggest ice depth, which appears on the surface in given conditions and time of being in icing zone (exposure time t) is calculated in separate cycles with given step from zero for every speed of flight. Thus, there is a dangerous velocity correspondence with flight altitude (fig. 2) as a result of computational experiment.



Fig. 4. Dependence of ice thickness on exposure time

Ice_1D application also allows to distinguish range of most dangerous flight velocities on the given altitude with the given variable of velocity deviation from dangerous one (fig. 3).

Besides that, the following software allows to get a graphical correspondence of ice depth to exposure time with given starting conditions (fig. 4).

Discussion of research results

The initial data, presented below in Tables 1 and 2, was taken with ice_1D application for numerical modelling. Data for Table 1 was taken from work [19], for Table 2 – from areological diagram, published on internet-resource⁵, as on the 1st of January 2020. Sounding was conducted in Moscow, 12:00 Moscow time.

The following investigations were run using ice_1D application:

- dangerous velocities range determination for given altitudes;

- determination of flight altitude influence on ice depth in the other equal conditions;
- determination of surface temperature influence on ice depth correspondence with flight velocity;
- determination of surface temperature influence on dangerous velocities distribution by flight altitudes;
- determination of surface temperature influence on flight dangerous velocity and biggest ice depth;
- determination of cloud liquid water content influence on ice depth and flight dangerous velocities;
- determination of cloud liquid water content influence on dangerous velocities distribution by flight altitudes;
- determination of time being in icing zone on ice depth correspondence with flight velocity in other equal conditions.

Results of numerical modelling are presented in Figures 5–9.

As previously mentioned, flight velocity is one of crucial factors, influencing the ice depth. There is data on repeating of different tempera-

⁵ Areological diagrams. flymeteo. org. Available at: www.flymeteo.org (accessed: 03.11.2022). (in Russian).

Table 1

Initial data

№	Value	Labeling	Size	Dimension
1	Air thermal mass	c_a	J/(kg·K)	1014
2	Water thermal mass	c_w	J/(kg·K)	4218
3	Perspiration functional relation rate	e_0	P/K	27.03
4	Heat flux rate between air and water surface	$\bar{H}_{aw}$	W/(m ² ·K)	500
5	Ice heat conductivity	k_i	W/(m·K)	2.18
6	Water heat conductivity	k_w	W/(m·K)	0.571
7	Latent heat of ice melting (crystallization)	L_F	J/kg	334400
8	Water captivation rate by investigated surface	β	—	0.55
9	Glassy ice mass density	ρ_g	kg/m ³	917
10	Porous ice mass density	ρ_i	kg/m ³	880
11	Water mass density	ρ_w	kg/m ³	1000
12	Perspiration rate	χ	m/s	11
13	Phase shift temperature	T_f	K	273.15
14	Recovery rate	r	—	0.5

tures while icing [13, 14], basing on which we can conclude, that in range from –6 to –10 °C the probability of icing is higher than in case of other temperatures in some works. Let us take the average temperature for the given range on altitude of 700 m above sea level. Ice depths were calculated on the given flight altitude with velocity change from 0 to 300 m/s. The dangerous flight velocity (209 m/s) with which ice depth will be the maximum one (6.4 mm) can be gained by the following distribution (fig. 3).

It can be seen from dangerous velocities distribution by altitude (fig. 1), that correspondence is non-linear and has an extremum. Nonlinearity is directly connected to temperature distribution by altitude. Presence of extremum (temperature increase higher than 9300 m was noticed in the investigated moment (tab. 2)) can be explained the same way.

Decrease in iced surface shifts extremum of ice depth correspondence to flight velocity right up (fig. 5), at the same time extremum becomes less significant. Let us notice, that the following factor is most significant until the altitude reaches 5000 m. It can be seen in Figure 6, that speed of ice appearance $\frac{\partial B}{\partial t}$ increases with temperature decrease.

There is the influence of surface temperature on dangerous velocity distribution by flight altitudes presented in Figure 7. On flight altitudes from 0 to 4000 m surface temperature mostly influences on dangerous velocity value (the higher surface temperature is, the lower is dangerous velocity value).

There is a correspondence of maximum ice depth and dangerous velocity from surface temperature in Figure 8. It can be seen from the fol-

Table 2

Initial data from aerologic diagram from 01.01.2020 noon

№	Altitude of sounding, m	Temperature, °C
1	0	-5
2	156	-2.1
3	696	-7.9
4	1349	-9.5
5	2825	-17.7
6	5260	-34.7
7	6780	-45.1
8	8660	-54.1
9	9300	-57.9
10	9820	-56.7
11	11200	-56.1
12	12000	-61.1
13	15510	-63.5

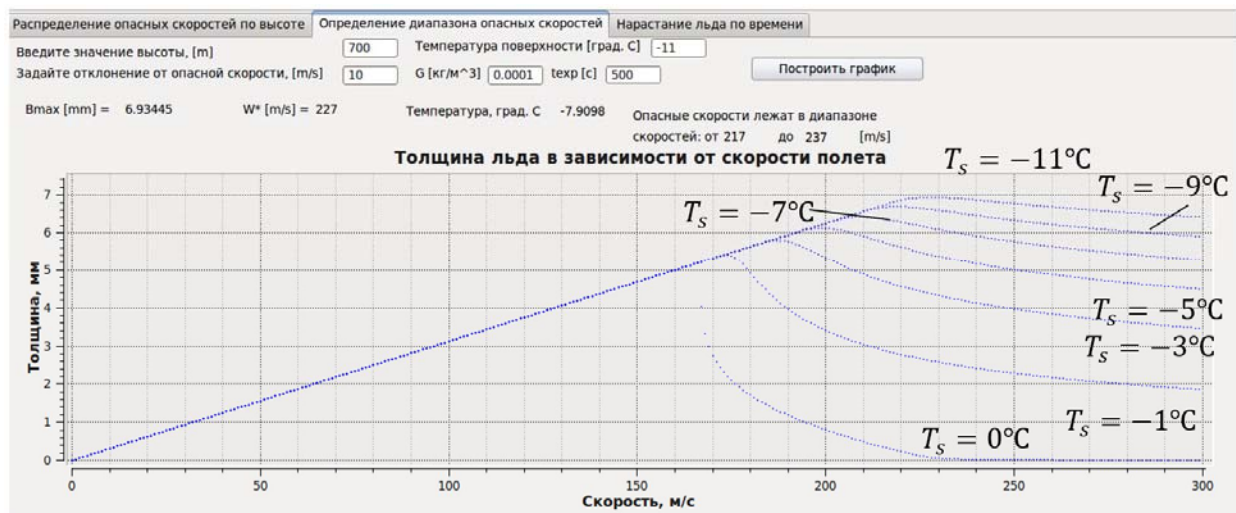


Fig. 5. Surface temperature influence on dependence of ice thickness on high speed at 700 m altitude

lowing graph that the dangerous flight velocity and maximum ice depth decrease whether surface temperature increases. The reason is that the drops freeze faster at lower temperatures while touching the surface, so that ice accumulates more intensively.

There is correspondence of maximum ice depth and dangerous velocity from cloud liquid water content shown in Figure 9. The decrease of dangerous velocity value and maximum ice depth with cloud liquid water content increase can be seen from this correspondence.

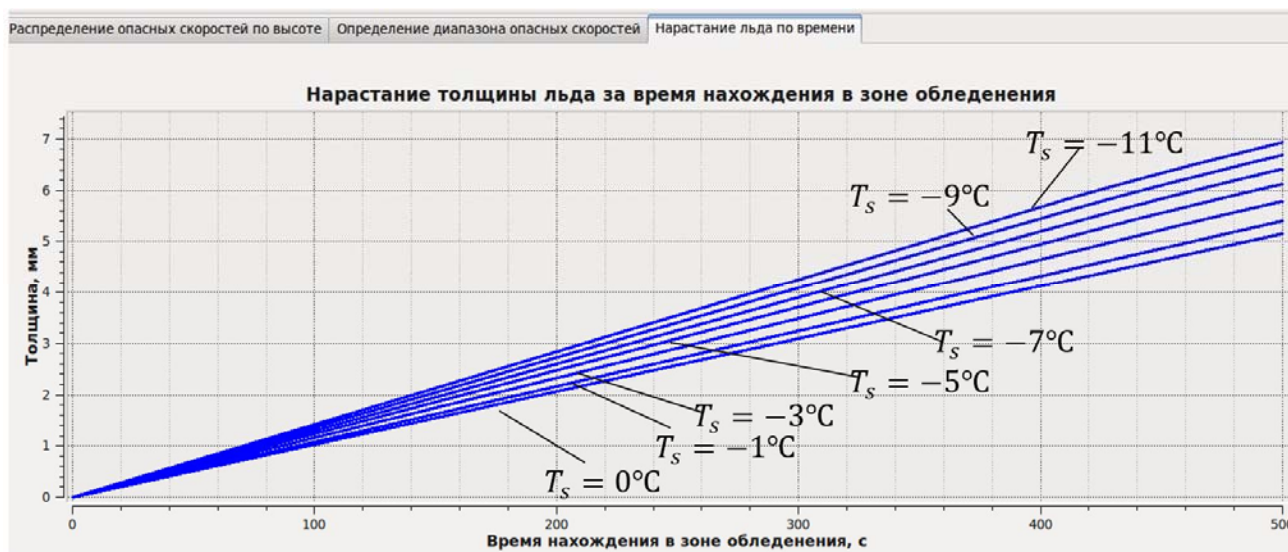


Fig. 6. Surface temperature influence on ice growth rate

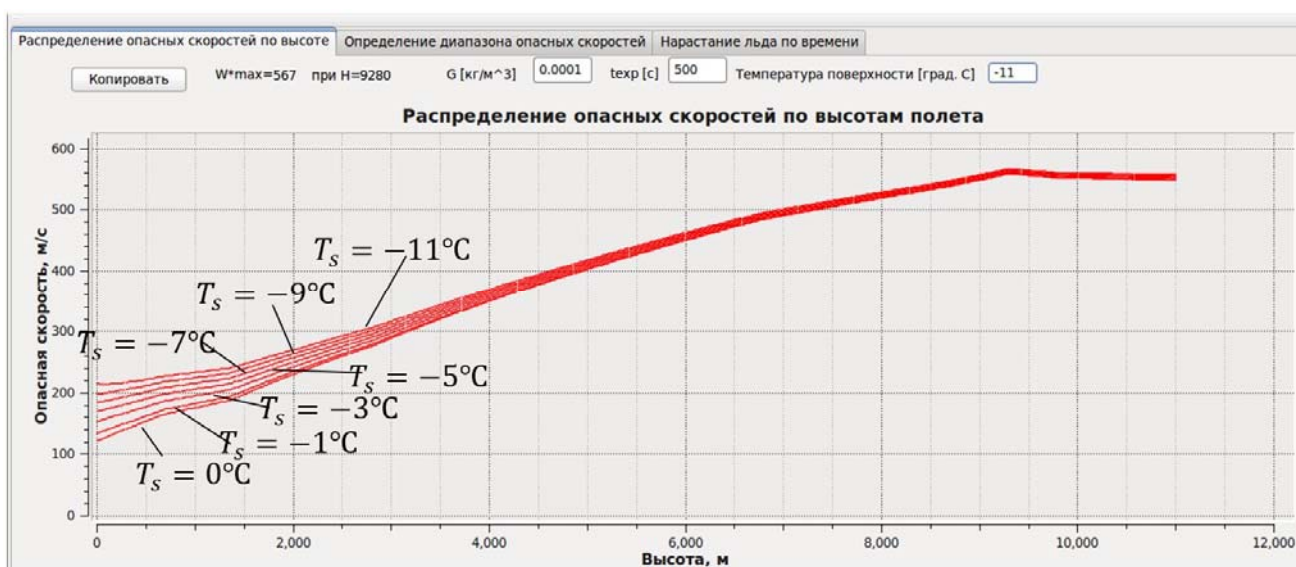


Fig. 7. Surface temperature influence on distribution of dangerous speeds by flight altitude

Conclusion

Software, allowing to determine the ice depth on aircraft surfaces, being iced in different conditions was developed basing on the given mathematical model. Graphs of ice depth correspondence with air flow speed were gained in the process of research. There are flight velocities, at which ice depth is the biggest, which was obtained at graph analysis. It was decided to call

such velocities the dangerous ones. Furthermore, the research on dangerous velocities determination at different flight altitudes was conducted and their distribution by altitudes within the frame of troposphere was gained. Correspondences of ice depth, flight dangerous velocity and altitude with liquid water content of cloud in which flight is performed, flight duration in icing zone, surface temperature and flight velocity were also gained. It is recommended to generate

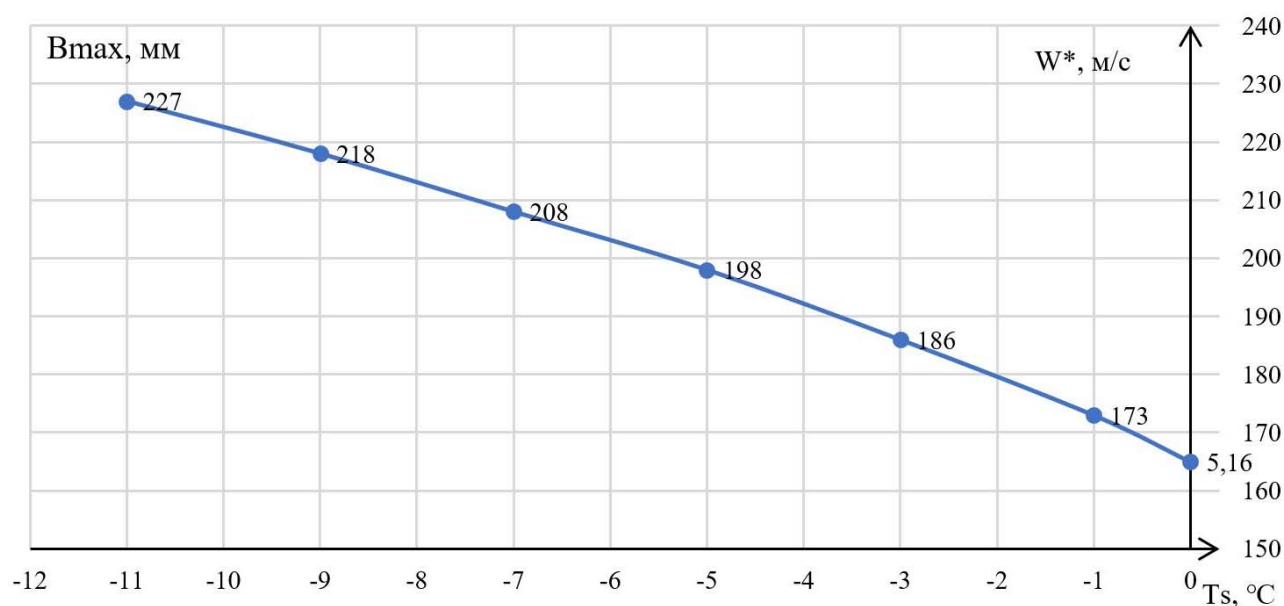


Fig. 8. Dependence of the maximum ice thickness and dangerous speed on the surface temperature

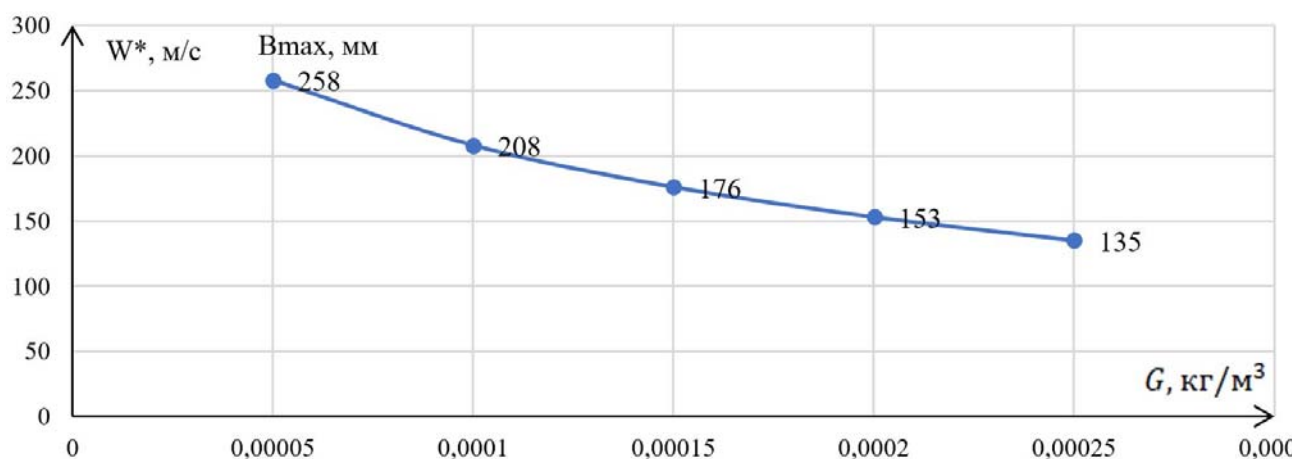


Fig. 9. Dependence of the maximum ice thickness and dangerous speed on cloud water content

the following dependencies prior each flight for dangerous flight velocities determination and their further avoidance.

References

1. Cao, Y., Tan, W., Wu, Z. (2018). Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety. *Aerospace Science and Technology*, vol. 75, pp. 353–385. DOI: 10.1016/j.ast.2017.12.028

2. Bragg, M.B., Perkins, W.R., Sarter, N.B. et al. (1998). An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety. In: *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., pp. 12–15. DOI: 10.2514/6.1998-95

3. Leckman, P.R. (1971). Qualification of light aircraft for flight in icing conditions. *SAE Transaction*, vol. 80, Section 3: Papers 710368–710618, pp. 1503–1525.

4. **Ratvasky, T.P., Ranaudo, R.J.** (1993). Icing effects on aircraft stability and control determined from flight data, preliminary results. *In: 31st Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV, USA.* DOI: 10.2514/6.1993-398 (accessed: 03.11.2022).
5. **Ide, R., Reehorst, A., Ranaudo, R., Mikkelsen, K., Mcknight, R.** (1986). The measurement of aircraft performance and stability and control after flight through natural icing conditions. *In: 3rd Flight Testing Conference and Technical Display. Las Vegas, NV, U.S.A.* DOI: 10.2514/6.1986-9758 (accessed: 03.11.2022).
6. **Cole, J., Sand, W.** (1991). Statistical study of aircraft icing accidents. *In: 29th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA.* DOI: 10.2514/6.1991-558 (accessed: 03.11.2022).
7. **Czernkovich, N.** (2004). Understanding in-flight icing. *In: Transport Canada Aviation Safety Seminar*, pp. 1–21.
8. **Vukits, T.** (2002). Overview and risk assessment of icing for transport category aircraft and components. *In: 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV, USA*, p. 811. DOI: 10.2514/6.2002-811 (accessed: 03.11.2022).
9. **Koshcheev, A.B., Platonov, A.A., Khabrov, A.V.** (2009). Aerodynamics of TU-204/214 aircraft. Moscow: Tupolev: Polygon-Press, 304 p. (in Russian)
10. **Alekseenko, S.V., Yushkevich, O.P.** (2018). Icing of aerodynamic surfaces: modeling the shape of large ice growths. *Physical Metallurgy and Heat Treatment of Metals*, no. 4 (83), pp. 16–24. DOI: 10.30838/J.PMHTM.2413.261218.16.560 (in Russian)
11. **Alekseenko, S.V., Prikhodko, A.A.** (2013). Cylinder and profile numerical simulation icing. Models and calculation results overview. *Uchenyye zapiski TsAGI*, vol. 44, no. 6, pp. 25–57. (in Russian)
12. **Gusev, P.P., Antonov, N.V.** (2016). Icing effect on helicopter flights. *Aktualnyye problemy gumanitarnykh i sotsialno-ekonomicheskikh nauk*, vol. 10, no. S1, pp. 90–92. (in Russian)
13. **Matveev, L.T.** (1984). General meteorology course. Atmosphere physics. Leningrad: Gidrometeoizdat, 753 p. (in Russian)
14. **Matveev, L.T., Smirnov, P.I.** (1955). Aviation meteorology fundamentals. Moscow: Voenizdat, 336 p. (in Russian)
15. **Tenishev, R.Kh., Stroganov, B.A., Savin, V.S. et al.** (1967). Aircraft anti-icing systems. Design Fundamentals and Test Methods. Moscow: Mashinostroyeniye, 320 p. (in Russian)
16. **Timofeeva, M.V., Titov, D.E.** (2017). Development of models for estimating ice deposits on power lines. *Elektrotekhnicheskiye i informatsionnyye komplekсы i sistemy*, vol. 13, no. 4, pp. 37–45. (in Russian)
17. **Shevyakov, V.I.** (2011). Relating to flight safety in ice conditions. *Civil Aviation High Technologies*, no. 172, pp. 148–152. (in Russian)
18. **Calvo-Schwarzwälder, M., Myers, T.G., Hennessy, M.G.** (2020). The one-dimensional Stefan problem with non-Fourier heat conduction. *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 150, ID: 106210. DOI: 10.1016/j.ijthermalsci.2019.106210 (accessed: 03.11.2022).
19. **Myers, T.G.** (2001). Extension to the Messinger model for aircraft icing. *Aeronautics I Astronautics Journal*, vol. 39, no. 2, pp. 211–218. DOI: 10.2514/2.1312

Список литературы

1. **Cao Y., Tan W., Wu Z.** Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety // *Aerospace Science and Technology*. 2018. Vol. 75. Pp. 353–385. DOI: 10.1016/j.ast.2017.12.028
2. **Bragg M.B., Perkins W.R., Sarter N.B. и др.** An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety // *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, U.S.A., 12–15 January 1998*. Pp. 12–15. DOI: 10.2514/6.1998-95
3. **Leckman P.R.** Qualification of light aircraft for flight in icing conditions // *SAE Transaction*. 1971. Vol. 80, Section 3: Papers 710368–710618. Pp. 1503–1525.

4. **Ratvasky T.P., Ranaudo R.J.** Icing effects on aircraft stability and control determined from flight data, preliminary results [Электронный ресурс] // 31st Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV, USA, 11–14 January 1993. DOI: 10.2514/6.1993-398 (дата обращения: 03.11.2022).

5. **Ide R.** The measurement of aircraft performance and stability and control after flight through natural icing conditions / R. Ide, A. Reehorst, R. Ranaudo, K. Mikkelsen, R. Mcknight [Электронный ресурс] // 3rd Flight Testing Conference and Technical Display. Las Vegas, NV, U.S.A., 02–04 April 1986. DOI: 10.2514/6.1986-9758 (дата обращения: 03.11.2022).

6. **Cole J., Sand W.** Statistical study of aircraft icing accidents [Электронный ресурс] // 29th AIAA, Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV, USA, 07–10 January 1991. DOI: 10.2514/6.1991-558 (дата обращения: 03.11.2022).

7. **Czernkovich N.** Understanding in-flight icing // Transport Canada Aviation Safety Seminar, 17 November 2004. Pp. 1–21.

8. **Vukits T.** Overview and risk assessment of icing for transport category aircraft and components [Электронный ресурс] // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV, USA, 14–17 January 2002. P. 811. DOI: 10.2514/6.2002-811 (дата обращения: 03.11.2022).

9. **Кощеев А.Б., Платонов А.А., Хабров А.В.** Аэродинамика самолетов Ту-204/214. Москва: Туполев: Полигон-Пресс, 2009. 304 с.

10. **Алексеев С.В., Юшкевич О.П.** Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование форм крупных ледяных наростов // Металознавство та термічна обробка металів. 2018. № 4 (83). С. 16–24. DOI: 10.30838/J.PMNTM.2413.261218.16.560

11. **Алексеев С.В., Приходько А.А.** Численное моделирование обледенения ци-

линдра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44, № 6. С. 25–57.

12. **Гусев П.П., Антонов Н.В.** Влияние обледенения на полеты вертолетов // Актуальные проблемы гуманитарных и социально-экономических наук. 2016. Т. 10, № S1. С. 90–92.

13. **Матвеев Л.Т.** Курс общей метеорологии. Физика атмосферы. Л.: Гидрометеиздат, 1984. 753 с.

14. **Матвеев Л.Т., Смирнов П.И.** Основы авиационной метеорологии. М.: Воениздат, 1955. 336 с.

15. **Тенишев Р.Х., Строганов Б.А., Савин В.С. и др.** Противообледенительные системы летательных аппаратов. Основы проектирования и методы испытаний. М.: Машиностроение, 1967. 320 с.

16. **Тимофеева М.В., Титов Д.Е.** Развитие моделей оценки ледяных отложений на проводах воздушных линий электропередачи // Электротехнические и информационные комплексы и системы. 2017. Т. 13, № 4. С. 37–45.

17. **Шевяков В.И.** К вопросу обеспечения безопасности полетов в условиях обледенения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 148–152.

18. **Calvo-Schwarzwalder M., Myers T.G., Hennessy M.G.** The one-dimensional Stefan problem with non-Fourier heat conduction [Электронный ресурс] // International Journal of Thermal Sciences. 2020. Vol. 150. ID: 106210. DOI: 10.1016/j.ijthermalsci.2019.106210 (дата обращения: 03.11.2022).

19. **Myers T.G.** Extension to the Messinger model for aircraft icing // Aeronautics I Astronautics Journal. 2001. Vol. 39, no. 2. Pp. 211–218. DOI: 10.2514/2.1312

Information about the authors

Sergey R. Bokov, Lecturer of the Chair of Aerodynamics, Design and Strength of Aircraft, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.bokov@mstuca.aero.

Vadim V. Efimov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Chair of Aerodynamics, Design and Strength of Aircraft, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.efimov@mstuca.aero.

Сведения об авторах

Боков Сергей Романович, преподаватель кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, s.bokov@mstuca.aero.

Ефимов Вадим Викторович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, v.efimov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	13.03.2023	Received	13.03.2023
Одобрена после рецензирования	26.03.2023	Approved after reviewing	26.03.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023

УДК 629.7.017.519.21:003.13.
DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-21-30

Модель предупредительных замен элементов сложных систем в зависимости от наработки и количества отказов

В.Е. Емельянов¹, С.П. Матыюк¹

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

Аннотация: Современные условия хозяйственной деятельности эксплуатационных предприятий гражданской авиации актуализируют проблему экономически целесообразных мероприятий по организации технической эксплуатации и обслуживания отраслевого оборудования, в частности средств радиотехнического обеспечения полетов и электросвязи. При этом очевидна необходимость перевода указанных средств на техническое обслуживание по состоянию, вызывающего в свою очередь необходимость решения задач, связанных с определением времени предупредительной замены элементов, диагностируемые параметры которых могут достигнуть предельных значений. В настоящем исследовании разработан алгоритм оценки оптимальной замены элементов с помощью метода условной вероятностной характеристики для систем длительного периода эксплуатации и имеющих фиксированное число отказов. Проведена оценка точности определения искомого параметра при условии, что его изменения имеют детерминированную и случайную составляющие. Найдены математическое ожидание и дисперсия полученной оценки. При условии что время функционирования средств между восстановлениями (ремонтами) имеет тенденцию к уменьшению с увеличением числа отказов, получено среднее число конечных отказов, удовлетворяющее интегральному уравнению Вольтерры. Для анализа стоимостных затрат на восстановление в рамках предложенной модели найдено выражение для удельной стоимости работ в зависимости от принятого правила замены и длины ожидаемых циклов. С учетом математического ожидания последней и сопутствующих затрат сформировано двумерное оптимальное правило замены и показана целесообразность использования такого периода замен, который минимизировал максимум средних затрат. Полученные результаты представляются полезными при организации мероприятий по профилактическому обслуживанию средств радиотехнического обеспечения полетов и электросвязи на различных этапах их жизненного цикла.

Ключевые слова: предупредительная замена, обслуживание по состоянию, условная вероятностная характеристика, точность оценки, удельная стоимость, двумерное правило замены.

Для цитирования: Емельянов В.Е., Матыюк С.П. Модель предупредительных замен элементов сложных систем в зависимости от наработки и количества отказов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 21–30. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-21-30

Model of preventive replacements of complex systems elements depending on the operation time and the number of failures

V.E. Emelyanov¹, S.P. Matiuk¹

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

Abstract: Modern conditions of economic activity of civil aviation operators make actual the problem of economically feasible measures for the organization of technical operation and maintenance of industry equipment, in particular, means of radio technical support for flights and aeronautical telecommunications. At the same time, it is obvious that these means need to be transferred to maintenance on a condition, which, in turn, causes the need to solve the problems related to determining the time for the preventive replacement of elements which diagnosable parameters can reach limit values. This paper presents an algorithm for estimating the optimal replacement of elements using the conditional probabilistic characteristic method for systems with a long period of operation and having a fixed number of failures. An assessment of the accuracy of determining the desired parameter is carried out, provided that its changes have deterministic and random components. The mathematical expectation and variance of the obtained estimate are found. Provided that the time of means operation between restorations (repairs) tends to decrease with an increase in

the number of failures, the average number of final failures is obtained that satisfies the Volterra integral equation. To analyze the cost of restoration within the framework of the proposed model, an expression was found for the unit cost of work, depending on the accepted replacement rule and the duration of the expected cycles. Taking into account the mathematical expectation of the latter and associated costs, a two-dimensional optimal replacement rule is formed, and the expediency of using such a replacement period that minimizes the maximum average costs is shown. The obtained results are useful in organizing activities for preventive maintenance of radio technical support for flights and aeronautical telecommunications at various stages of their life cycle.

Key words: preventive replacement, condition maintenance, conditional probabilistic characteristic, estimation accuracy, unit cost, two-dimensional replacement rule.

For citation: Emelyanov, V.E., Matyuk, S.P. (2023). Model of preventive replacements of complex systems elements depending on the operation time and the number of failures. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 21–30. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-21-30

Введение

Экономически целесообразные методы организации технической эксплуатации средств радиотехнического обеспечения полетов и электросвязи (РТОП и ЭС) предполагают использование технического обслуживания (ТО) по состоянию [1–4]. При этом актуализируется задача выбора времени предупредительной замены элементов, находящихся в предотказовом состоянии. Не останавливаясь на принципах диагностики и контроля, которые достаточно широко проанализированы и представлены в работах [5–7], перейдем к вопросу о планировании ТО.

Методы и методология исследования

Совокупность деградационных процессов, в качестве которых можно рассматривать снижение показателей безотказности элементов, вызванное их «старением», влиянием непреднамеренных электромагнитных помех, нестабильностью источников питания и подобным, воздействующих на элементы средств, представим в виде математического ожидания функции ψ_i вектора Y [8, 9]:

$$\xi = M [\psi_i(Y)]. \quad (1)$$

Вектор Y является аналогом закона распределения времени безотказной работы. Будем его рассматривать как два вектора W и V

таким образом, что к вектору V будут относиться все значения воздействий, для которых возможно аналитическое определение вероятностных характеристик [10, 11]. Тогда условное значение вероятностной характеристики $\xi_{\text{усл.}}$ будет зависеть от вектора W :

$$\xi_{\text{усл.}} = \xi_{\text{усл.}}(W). \quad (2)$$

Для определения априорной оценки оптимальной замены элементов можно в соответствии с [12, 13] использовать метод статистических испытаний. При наличии выборки K оценка $\tilde{\xi}$ будет равна

$$\tilde{\xi} = K^{-1} \sum_{j=1}^k \xi_{\text{усл.}}(W_j), \quad (3)$$

где W_j – случайное значение вектора W в j -м эксперименте.

Для оценки точности определения $\tilde{\xi}$ введем функцию ψ_2 , которая определяет зависимость вектора Y от W и V :

$$Y = \psi_2(W, V).$$

Фактически соотношение (3) определяется типом процессов, описывающих функциональное состояние средств РТОП и ЭС [14, 15].

С учетом сказанного имеем

$$\xi = M [\psi_1\{\psi_2(W, V)\}]$$

и далее

$$\xi_{\text{усл.}}(W) = \int_{V_H}^{V_B} \psi(W, V) f(v/w) dv, \quad (4)$$

где $f(v/w)$ – условная плотность распределения вектора (ПРВ) V ; V_H и V_B – границы значений случайных воздействий.

$$M[\xi] = \int_{V_H}^{V_B} \int_{W_1}^{W_2} \psi(W_j, V) f(v/w) \varphi(w) dv dw = \xi, \quad (6)$$

$$\tilde{D} = K^{-1} \left\{ \left[\int_{V_H}^{V_B} \int_{W_1}^{W_2} \psi(W, V) f(v/w) dv \right]^2 \varphi(w) dw - \left[\int_{V_H}^{V_B} \int_{W_1}^{W_2} \psi(W, V) f(v/w) \varphi(w) dv dw \right]^2 \right\},$$

где $\varphi(w)$ – ПРВ W ; W_1 и W_2 – граничные значения вектора W .

Далее имеем

$$\xi = K^{-1} \sum_{j=1}^k \psi(W_j, V_i).$$

Дальнейшее решение задачи ищем в нахождении некоторого оптимального правила замены $Q = Q(T, N)_{\text{опт}}$, где T – наработка, N – количество отказов.

Отметим, что в соответствии с [16–18] среднее число отказов $R(t)$ наработки имеет конечное число и удовлетворяет интегральному уравнению Вольтерры:

$$R(t) = F(t) + \int_0^t H(t-\tau) F(\tau) d\tau, \quad (7)$$

где $F(t)$ – ПРВ времени k -го отказа; $H(t)$ – функция восстановления.

Выигрыш в точности оценки ξ по сравнению со статистическими определениями $\xi = K^{-1} \sum_{j=1}^k \psi(W_j, V_i)$ определяется соотношением соответствующих дисперсий $\eta = \tilde{D}/\hat{D}$.

Соответственно, соотношение для оценки ξ примет вид

$$\xi = K^{-1} \sum_{j=1}^k \int_{V_H}^{V_B} \psi(W_j, V) f(v, w_j) dv. \quad (5)$$

Математическое ожидание и дисперсия оценки ξ равны

В предположении, что $\eta > 1$, мы имеем счетную последовательность $\{\xi(t), t \geq 0\}$ и последовательность некоторых независимых случайных переменных $\{\theta_n > 0, n = 1, 2, \dots\}$. ФРВ θ_n обозначим как $F(\alpha^{n+1}, t)$, $\alpha > 0$.

Если время наработки $T_n = \sum_{i=1}^n \theta_i$, $\{\xi(t) \geq n\} = \{\theta_n \leq t\}$, то процесс $\xi(t)$ можно считать геометрическим [16, 19]. T_n является временем n -й замены, а θ_n – n -м интервалом времени между заменами.

Будем считать, что восстановление средств РТОП и ЭС производится сразу после отказа и Q_n – время восстановления после n -го отказа. Запишем ФРВ в виде $F(\alpha^{n-1}, t)$ и $G(\beta^{n-1}, t)$ соответственно. Принимаем, что $\alpha \geq 1$ – постоянная, $0 < \beta < 1$ – постоянная и $M[\theta_i] = \lambda > 0$, $M[\theta_j] = \mu > 0$. Также предположим, что c_1 – стоимость восстановления в единицу времени, c_2 – стоимость замены.

Процесс восстановления можно записать в виде $\{T_1, T_2, \dots, T_i, \dots\}$, где T_i – время i -й замены. Средняя стоимость работы в единицу времени $c[\Delta(T, N)]$ при правиле замены Δ будет определяться отношением ожидаемой стоимости цикла работ к ожидаемой длине цикла L , определяемой следующим образом:

$$L = \left(T + \sum_{i=1}^R Q_i \right) \lambda(X_n > T) + \left(\sum_{j=1}^N \theta_j + \sum_{i=1}^{N-1} Q_i \right) \lambda(X_n \leq T), \quad (8)$$

где $X_n = \sum_{j=1}^N \theta_j$ – время безотказной работы; $X_n = \sum_{i=1}^N Q_i$ – время восстановления аппаратуры; $N \geq 1$, R – число отказов до момента времени T ;

$R = 0, 1, 2, \dots, N-1$; λ – функция отображения,

$$\lambda = \begin{cases} 1, \text{ если } L = T + \sum_{j=1}^R Q_j, \\ 0, \text{ если } L = \sum_{j=1}^N \theta_j + \sum_{i=1}^{N-1} Q_i. \end{cases}$$

После ряда несложных преобразований определим математическое ожидание величины L :

$$\begin{aligned} M[L] &= M \left\{ \left[T + \sum_{i=1}^R Q_i \right] \lambda(X_n > T) + \left(\sum_{j=1}^N \theta_j + \sum_{i=1}^{N-1} Q_i \right) \lambda(X_n \leq T) \right\} = \\ &= \int_0^T \bar{F}_N(x) dx + \frac{\mu}{\beta^{i-1}} \sum_{i=1}^{N-1} F_i(T) + \frac{\mu}{\beta^{i+1}} \sum_{i=1}^{N-1} [\lambda(X_i < T < X_j)]. \end{aligned} \quad (9)$$

Пусть $L_{N+1} = \sum_{j=i+1}^N Q_j$ – длина цикла функционирования с j до N отказа; $X_N = X_i + L_{N-1}$ – время безотказной работы средства РТОП и ЭС.

Тогда $G_{N-1}(\varepsilon) = \int_0^\infty G_{N-1-i}[\alpha(\varepsilon - q)] dG(q)$ – распределение L_{N-1} ;

$G_{N-1+i}[\alpha(\varepsilon - q)]$ – ФПР $\sum_{j=i+2}^N Q_j$ в момент $(\varepsilon - q)$;

$G(q) = F(\beta^i, q)$ – ФПР Q_{i+1} .

Поскольку $G(v) = F(\alpha^i, v)$, то $G_{N-1}(\varepsilon) = F_{N-1}(\alpha^i, \varepsilon)$, то выражение для вероятности того, что время наработки после i -го отказа превзойдет T , запишется в виде

$$\begin{aligned} M[\lambda(X_i < T < X_j)] &= P(X_i < T < X_j + L_{N-1}) = \\ &= \int_0^T \int_{T-x}^\infty dG_{N-1}(\varepsilon) df_i(x) = \int_0^T F_{N-1}[\alpha(T-x)] dF(x). \end{aligned} \quad (10)$$

С учетом (10) выражение (9) примет вид

$$M[L] = \int_0^T F_N(x) dx + \frac{\mu}{\beta^{i-1}} \sum_{i=1}^{N-1} F_N(T) + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} \int_0^T F_{N-1}[\alpha(T-x)] dF(x). \quad (11)$$

Далее с учетом принятых предпосылок получим

$$C[\Delta(T, N)] = \frac{C_1 \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} F_N(T) + \sum_{i=1}^{N-1} \int_0^T \bar{F}_{N-1}[\alpha^i(T-x)] dF_i(x) + C_3 - C_2 \int_0^T \bar{F}_N(x) dx}{\int_0^T F_N(x) dx + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} F_N(T) + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} \int_0^T \bar{F}_{N-1}[\alpha^i(T-x)] dF(x)}. \quad (12)$$

Выражение (12) легко проанализировать при фиксации одного из аргументов. Предположим, что $N = r$, тогда $C[\Delta(T, N)] = C_r(T)$, $r = 1, 2, \dots$. Исследуя (12) на экстремум при различных $N = 1, 2, \dots, r, \dots$, можно найти $T_{1, \text{opt}}, T_{2, \text{opt}}, \dots, T_{r, \text{opt}}, \dots$ такие, при которых $C_1(T_{1, \text{opt}}), C_2(T_{2, \text{opt}}), \dots, C_r(T_{r, \text{opt}}), \dots$ будут минимальными.

Результаты исследования

Тогда двумерное оптимальное правило замены, аналогичное исследуемому в работе [6], запишется в виде

$$\{\Delta(T, N)\}_{\text{opt.}} = \min N[C_n(T_{n, \text{opt}})]. \quad (13)$$

Однако мы попытаемся проанализировать процесс (13) в расширенном виде:

$$\{\Delta(T, N)\} \rightarrow \min C(T_{n, \text{opt}}). \quad (14)$$

В предположении, что интервал времени между двумя последовательными заменами является циклом восстановления [20], запишем

$$C(T_n, N) = C_{\text{ц}}/L,$$

где $C_{\text{ц}}$ – ожидаемая стоимость цикла работ, имеющего длину L ;

$$L = \left(T + \sum_{i=1}^k C_i\right) \chi(\theta_N \geq T) + \left(\sum_{i=1}^N x_i + \sum_{i=1}^N C_i\right) \chi(Q_n \leq T), \quad N \geq 1, \quad (15)$$

где k – число отказов до момента времени T в случае, когда $\theta_N > T$, $k = \overline{0, N-1}$; $\chi(A)$ – индикатор события A , $\chi(A) = 1, \chi(\bar{A}) = 0$.

Тогда после несложных преобразований можно записать выражение для математического ожидания длины цикла:

$$M[L] = \int_0^T \bar{F}_n(v) dv + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} F_N(T) + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} M\{\chi(\Theta_i < T < \Theta_N)\}. \quad (16)$$

При этом

$$G_{N-1}(t) = \int_0^\infty G_{N+1}[\alpha(1-y)dG(y)], \quad (17)$$

где $G_{N-1}[\alpha(1-y)]$ – ФРВ $\sum_{j=i+2}^N x_j$, $Q G(y) = F(\beta^i y)$ – ФРВ Y_{i+1} .

Тогда вероятность того, что время наработки после i -го отказа превысит значение T , определится из уравнения

$$\begin{aligned} M[\chi(\Theta_i < T < \Theta_N)] &= \\ &= P[\Theta_i < T < (\Theta_i + L_{N+i})] = \int_0^T F_{N-i}[\alpha^i(T-v)dF_i(v)]. \end{aligned} \quad (18)$$

С учетом (18) получаем

$$M(L) = \int_0^T F_N(v) dv + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i+1}} \int_0^T F_{N-1}[\alpha^i(T-v)dF_i(v)].$$

Окончательно из (14) и (16) для средней стоимости работ имеем двумерную функцию следующего вида:

$$C(T_H, N) = \frac{C_1 \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} \int_0^T \bar{F}_N[\alpha^i(T-v)] dF_i(v) + C_2 - C_1 \int_0^T \bar{F}_N(v) dv}{\int_0^T \bar{F}_N(v) dv + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} F_N(T) + \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\mu}{\beta^{i-1}} \int_0^T \bar{F}_N[\alpha^i(T-v)] dF_i(v)}. \quad (19)$$

При фиксированном значении числа отказов $N = h$, $h = 1, 2, \dots$ несложно определить $C_h(C_{Hh}^*)$.

Обсуждение полученных результатов

Ввиду того что жизненный цикл любого средства ограничен, существует минимальная средняя стоимость работы в единицу времени, которую можно определить с помощью ряда $\{C_1(C_{H1}^*), C_2(C_{H2}^*), \dots, C_h(C_{Hh}^*)\}$, откуда получить правило предупредительной замены

$$C[\Delta(T_H, N)^*] = \min_N C_n(T_{Hn}^*). \quad (20)$$

Соотношение (20) можно пояснить следующим образом: выражение (19), представляющее собой двумерную функцию, несложно проанализировать при фиксации одного из аргументов. Пусть $N = r$, тогда $C(T_H, N) = C_r(T_H)$, $r = 1, 2, \dots$; исследуя (19) на экстремум при $N = 1, 2, \dots, r, \dots$, можно найти $T_{1opt}, T_{2opt}, \dots, T_{ropt}, \dots$ соответственно такими, чтобы $C_1(T_{1opt}), C_2(T_{2opt}), \dots, C_r(T_{ropt}), \dots$ были минимальными, что в свою очередь позволяет записать оптимальное правило замены в виде (20). Авторы считают необходимым отметить тот факт, что в работе [21] указана предпочтительность использования соотношения (20), чем соотношений вида $C(T_{opt})$ или $C(N_{opt})$.

Вышеизложенное позволяет авторам высказать предположение о корректности используемого метода условной вероятности характеристики, так как он приводит к результатам, аналогичным результатам в [16, 22, 23], представляемым как правило исчерпания ресурса и аналогичным результату, полученному в работе [24, 25] при выборе пра-

вил предупредительной замены элементов сложных систем.

Заключение

Таким образом, полученные результаты могут быть использованы в следующих практических ситуациях:

- при разработке гибких алгоритмов проведения профилактических мероприятий по проведению технического обслуживания по состоянию;
- прогнозирования уровня эксплуатационных расходов;
- оценки показателей безотказности средств РТОП и ЭС для различных фазовых состояний их жизненного цикла.

Правда, при этом необходимо отметить тот факт, что решение указанной задачи требует априорного знания законов распределения времени безотказной работы и в дальнейшем статистических данных с выборкой необходимого объема.

Список литературы

1. Емельянов А.Е., Суханова Н.В. Повышение качества сетевого управления технологическими процессами // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2021. Т. 21, № 5. С. 646–652. DOI: 10.17586/2226-1494-2021-21-5-646-652
2. Клячкин В.Н., Карпунина И.Н. Особенности диагностики технических систем с использованием мультиклассовой классификации // Надежность и качество сложных систем. 2022. № 2 (38). С. 45–52. DOI: 10.21685/2307-4205-2022-2-5

3. **Щербаков М.В., Сай Ван К.** Архитектура системы предсказательного технического обслуживания сложных многообъектных систем в концепции индустрии 4.0 // Программные продукты и системы. 2020. № 2. С. 186–194.
4. **Юрков Н.К.** Современное состояние исследований в области создания высоконадежной бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Надежность и качество сложных систем. 2021. № 4 (36). С. 5–12. DOI: 10.21685/2307-4205-2021-4-1
5. **Барзилович Е.Ю., Воскобоев В.Ф.** Эксплуатация авиационных систем по состоянию. М.: Транспорт, 1981. 197 с.
6. **Воробьев В.Г., Кузнецов С.В., Зыль В.П.** Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования. М.: Транспорт, 1999. 334 с.
7. **Емельянов В.Е., Логвин А.Н.** Техническая эксплуатация авиационного радиоэлектронного оборудования. М.: МОРКНИГА, 2014. 730 с.
8. **Базилевский М.П.** Многофакторные модели полносвязной линейной регрессии без ограничений на соотношения дисперсий ошибок переменных // Информатика и ее применения. 2020. Т. 14, № 2. С. 92–97. DOI: 10.14357/19922264200213
9. **Маслаков М.Л.** Вероятностные характеристики бестестовых методов адаптивной коррекции сигналов // Радиотехника и электроника. 2021. Т. 66, № 2. С. 145–154. DOI: 10.31857/S0033849421020108
10. **Агаларов Я.М.** Оптимизация порогового управления переключением скорости обслуживания в системе массового обслуживания G/M/1 // Информатика и ее применения. 2022. Т. 16, № 1. С. 73–81. DOI: 10.14357/19922264220111
11. **Базилевский М.П.** Критерии нелинейности квазилинейных регрессионных моделей // Моделирование, оптимизация и информационные технологии. 2018. Т. 6, № 4. С. 185–195. DOI: 10.26102/2310-6018/2018.23.4.015
12. **Вентцель А.Д., Овчаров Л.А.** Курс теории случайных процессов и ее инженерные приложения. М.: Наука, 1991. 383 с.
13. **Горбунов Ю.Н.** Повышение точности измерения временных интервалов радиоприема в рамках рекурсивных многоэтапных Байесовских оценок // РЭНСИТ. 2019. Т. 11, № 3. С. 291–298. DOI: 10.17725/rensit.2019.11.291
14. **Босов А.В.** Управление линейным выходом марковской цепи по квадратичному критерию. Случай полной информации // Информатика и ее применения. 2022. Т. 16, № 2. С. 19–26. DOI: 10.14357/19922264220203
15. **Киселев В.В.** Метод нахождения недоминируемых решений в задачах декомпозиции моделей сложных систем // Математическое моделирование и численные методы. 2022. № 1 (33). С. 129–140. DOI: 10.18698/2309-3684-2022-1-129140
16. **Барзилович Е.Ю.** Стохастические модели принятия оптимальных решений в экономических исследованиях. М.: МРЦОН Госатомнадзора России, 1999. 452 с.
17. **Каракеев Т.Т., Кугубаева Ж.Т.** Регуляризация линейных интегральных уравнений Вольтерра третьего рода с оператором умножения на неубывающую функцию // Journal of Advanced Research in Technical Science. 2020. № 21. С. 39–44. DOI: 10.26160/2474-5901-2020-21-39-44
18. **Корыпаева Ю.В., Алейникова Н.А., Красова Н.Е.** Анализ математической модели надежности ответственного узла радиотехнического устройства при наличии резервных блоков в случае опасности короткого замыкания [Электронный ресурс] // Моделирование, оптимизация и информационные технологии. 2020. Т. 8, № 1 (28). DOI: 10.26102/2310-6018/2020.28.1.009 (дата обращения: 10.08.2022).
19. **Попков А.С.** Построение множеств достижимости и управляемости в специальной линейной задаче управления // Вестник Санкт-Петербургского университета. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2021. Т. 17, № 3. С. 294–308. DOI: 10.21638/11701/spbu10.2021.307
20. **Аргучинцев А.В., Срочко В.А.** Процедура регуляризации билинейных задач оптимального управления на основе конечномерной модели // Вестник Санкт-Петербургского университета. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2021. Т. 17, № 3. С. 309–324. DOI: 10.21638/11701/spbu10.2021.308

бургского университета. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2022. Т. 18, № 1. С. 179–187. DOI: 10.21638/11701/spbu10.2022.115

21. **Yuan L.Z.** A discussion on "A bivariate optimal replacement policy for a repairable system" // *European Journal of Operational Research*. 2007. Iss. 1. Pp. 275–276. DOI: 10.1016/j.ejor.2006.03.035

22. **Барышников А.В.** Методика оптимизации предупредительных замен в задаче планирования производственного цикла ремонтного предприятия / А.В. Барышников, А. Чернявский, В. Борщ, А. Моисеев [Электронный ресурс] // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2013. № 8. DOI: 10.7463/0813.0615305 (дата обращения: 18.11.2022).

23. **Секретарев Ю.А., Левин В.М.** Риск-ориентированные модели управления ремонтом оборудования в системах электроснабжения с монопотребителем // *Журнал Сибирского федерального университета. Техника и технологии*. 2021. Т. 14, № 1. С. 17–32. DOI: 10.17516/1999-494X-0295

24. **Белов В.Ф.** Моделирование среды предприятия с использованием дискретных вычислительных алгоритмов / В.Ф. Белов, С.С. Гаврюшин, Ю.Н. Маркова, А.И. Занкин // *Математическое моделирование и численные методы*. 2022. № 1 (33). С. 109–128. DOI: 10.18698/2309-3684-2022-1-109128

25. **Stadje W., Zuckerman D.** Optimal strategies for some repair replacement models // *Advances in Applied Probability*. 1990. Vol. 22, no. 3. Pp. 641–656. DOI: 10.2307/1427462

References

1. **Emelyanov, A.E., Sukhanova, N.V.** (2021). Improving the quality of network management of technological processes. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, vol. 21, no. 5, pp. 646–652. DOI: 10.17586/2226-1494-2021-21-5-646-652 (in Russian)

2. **Klyachkin, V.N., Karpunina, I.N.** (2022). Features of diagnostics of technical sys-

tems using multiclass classification. *Reliability & Quality of Complex Systems*, no. 2 (38), pp. 45–52. DOI: 10.21685/2307-4205-2022-2-5 (in Russian)

3. **Shcherbakov, M.V., Sai Van, C.** (2020). Architecture of predictive maintenance system of complex multi-object systems in industry 4.0 concept. *Software & Systems*, no. 2, pp. 186–194. (in Russian)

4. **Yurkov, N.K.** (2021). The current state of research in the field of creating highly reliable on-board electronic equipment. *Reliability & Quality of Complex Systems*, no. 4 (36), pp. 5–12. DOI: 10.21685/2307-4205-2021-4-1 (in Russian)

5. **Barzilovich, Ye.Yu., Voskoboyev, V.F.** (1981). Aircraft systems operation by condition. Moscow: Transport, 197 p. (in Russian)

6. **Vorobyev, V.G., Kuznetsov, S.V., Zyl, V.P.** (1999). Fundamentals of the theory of technical operation of flight and navigation equipment. Moscow: Transport, 334 p. (in Russian)

7. **Emelyanov, V.E., Logvin, A.N.** (2014). Technical operation of aviation radio-electronic equipment. Moscow: MORKNIGA, 730 p. (in Russian)

8. **Bazilevskiy, M.P.** (2020). Multifactor fully connected linear regression models without constraints to the ratios of variables errors variances. *Informatics and Applications*, vol. 14, no. 2, pp. 92–97. DOI: 10.14357/19922264200213 (in Russian)

9. **Maslakov, M.L.** (2021). Probabilistic characteristics of non-test adaptive signal correction methods. *Journal of Communications Technology and Electronics*, vol. 66, no. 2, pp. 145–154. DOI: 10.31857/S0033849421020108

10. **Agalarov, Ya.M.** (2022). Optimization of the threshold service speed control in the G/M/L queue. *Informatics and Applications*, vol. 16, no. 1, pp. 73–81. DOI: 10.14357/19922264220111 (in Russian)

11. **Bazilevskiy, M.P.** (2018). Nonlinear criteria of quasilinear regression models. Modeling, Optimization and Information Technology, vol. 6, no. 4, pp. 185–195. DOI: 10.26102/2310-6018/2018.23.4.015 (in Russian)

12. **Venttsel, A.D., Ovcharov, L.A.** (1991). The course on the theory of random processes and its engineering applications. Moscow: Nauka, 383 p. (in Russian)
13. **Gorbunov, Yu.N.** (2019). Improving the accuracy of measurement time intervals of radio reception in the framework of recursive multi-stage Bayesian estimates. *RENSIT*, vol. 11, no. 3, pp. 291–298. DOI: 10.17725/rensit.2019.11.291 (in Russian)
14. **Bosov, A.V.** (2022). Linear output control of Markov chain by square criterion. Complete information case. *Informatics and Applications*, vol. 16, no. 2, pp. 19–26. DOI: 10.14357/19922264220203 (in Russian)
15. **Kiselev, V.V.** (2022). Method of finding non-dominant solutions in decomposition problems. *Mathematical Modeling and Computational Methods*, no. 1 (33), pp. 129–140. DOI: 10.18698/2309-3684-2022-1-129140 (in Russian)
16. **Barzilovich, Ye.Yu.** (1999). Stochastic models for making optimal decisions in economic research. Moscow: MRTSON Gosatomnadzora Rossii, 452 p. (in Russian)
17. **Karakeyev, T.T., Kugubayeva, Zh.T.** (2020). Regularization of Volterra linear integral equations of the third kind with the multiplication operator to non-decreasing function. *Journal of Advanced Research in Technical Science*, no. 21, pp. 39–44. DOI: 10.26160/2474-5901-2020-21-33-38 (in Russian)
18. **Korypayeva, Yu.V., Aleynikova, N.A., Krasova, N.Ye.** (2020). Analysis of mathematical model of reliability of the responsible node of the radio engineering device in the presence of reserve blocks in case of danger of short circuit. *Modeling, Optimization and Information Technology*, vol. 8, no. 1. DOI: 10.26102/2310-6018/2020.28.1.009 (accessed: 10.08.2022). (in Russian)
19. **Popkov, A.S.** (2021). Construction of reachability and controllability sets in a special linear control problem. *Vestnik of Saint Petersburg University. Applied Mathematics. Computer Science. Control Processes*, vol. 17, no. 3, pp. 294–308. DOI: 10.21638/11701/spbu10.2021.307 (in Russian)
20. **Arguchintsev, A.V., Srochko, V.A.** (2022). Procedure for regularization of bilinear optimal control problems based on a finite-dimensional model. *Vestnik of Saint Petersburg University. Applied Mathematics. Computer Science. Control Processes*, vol. 18, no. 1, pp. 179–187. DOI: 10.21638/11701/spbu10.2022.115 (in Russian)
21. **Yuan, L.Z.** (2007). A discussion on “A bivariate optimal replacement policy for a repairable system”. *European Journal of Operational Research*, issue 1, pp. 275–276. DOI: 10.1016/j.ejor.2006.03.035
22. **Baryshnikov, A.V., Chernyavskiy, A., Borshch, V., Moiseyev, A.** (2013). Optimization technique of preventive replacements in the task of planning the repairer's production cycle. *Scientific Periodical of the Bauman MSTU Science and Education*, no. 8. DOI: 10.7463/0813.0615305 (accessed: 18.11.2022). (in Russian)
23. **Sekretarev, Yu.A., Levin, V.M.** (2021). Risk-based models of equipment repair management in power supply systems with a mono consumer. *Journal of Siberian Federal University. Engineering and Technologies*, vol. 14, no. 1, pp. 17–32. DOI: 10.17516/1999-494X-0295 (in Russian)
24. **Belov, V.F., Gavriushin, S.S., Markova, Y.N., Zankin, A.I.** (2022). Modelling of industrial environment with the help of discrete numerical algorithms. *Mathematical Modeling and Computational Methods*, no. 1 (33), pp. 109–128. DOI: 10.18698/2309-3684-2022-1-109128 (in Russian)
25. **Stadje, W., Zuckerman, D.** (1990). Optimal strategies for some repair replacement models. *Advances in Applied Probability*, vol. 22, no. 3, pp. 641–656. DOI: 10.2307/1427462

Сведения об авторах

Емельянов Владимир Евгеньевич, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, v.emelianov@mstuca.aero.

Матыюк Сергей Петрович, кандидат технических наук, доцент кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, s.matiuk@mstuca.aero.

Information about the authors

Vladimir E. Emelyanov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Radio Engineering and Information Security Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.emelianov@mstuca.aero.

Sergei P. Matiuk, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Radio Engineering and Information Security Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.matiuk@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	01.03.2023	Received	01.03.2023
Одобрена после рецензирования	12.04.2023	Approved after reviewing	12.04.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023

УДК 371.693.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-31-49

Использование интерактивного макета кабины экипажа самолета ДА-42Т в учебном процессе

А.С. Князев¹, А.Ю. Попов¹, Е.А. Романцов¹

¹ *Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков,
г. Краснодар, Россия*

Аннотация: При проведении учебных занятий в авиационном вузе целесообразно демонстрировать образцы авиационной техники, отдельные элементы систем и агрегатов или использовать специализированные стенды и плакаты. Однако при изучении современных типов учебных воздушных судов, кабины которых содержат multifunctional индикаторы, при таком подходе возникают трудности в усвоении учебного материала. При изучении кабин с multifunctional индикаторами необходимо использовать интерактивные средства обучения, в которых индикаторы должны работать под питанием и иметь необходимый функционал. Обучение на реальной технике в одних случаях является невозможным, а в других нецелесообразным. Использование для обучения комплексного тренажера на учебных занятиях по различным дисциплинам ограничено в силу того, что тренажер предназначен в первую очередь для привития первичных навыков управления воздушным судном, а не для теоретического обучения. В статье рассматривается вопрос повышения качества обучения курсантов-летчиков при изучении порядка работы с арматурой кабины путем использования в учебном процессе вуза интерактивного макета кабины экипажа самолета ДА-42Т со всеми органами управления и индикации (за исключением РУС и педалей), включая два основных multifunctional индикатора и один резервный. Работа multifunctional индикаторов реализована в виде специальных устройств, имеющих дисплей и кнопочное обрамление, подключенных к специально разработанной программе на ПК, имитирующей работу информационной системы самолета. Для этого на основе информации из руководства по летной эксплуатации воспроизведены информационные кадры, отображаемые на multifunctional индикаторах в самолете ДА-42Т. Содержание разработанных кадров полностью повторяет индикацию в самолете ДА-42Т, способствуя повышению качества обучения и выработке практических навыков по работе на комплексном тренажере и в реальном самолете. Физические органы управления в макете кабины также соответствуют по внешнему виду и расположению органам управления в кабине настоящего самолета ДА-42Т. Описан порядок разработки имитаторов multifunctional индикаторов и макета кабины экипажа самолета ДА-42Т. Описаны возможности использования имитаторов multifunctional индикаторов и макета кабина самолета ДА-42Т в учебном процессе для повышения качества обучения. Описаны результаты проведенных исследований, представлены преимущества использования интерактивного макета кабины в учебном процессе.

Ключевые слова: макет кабины, кабина экипажа, ДА-42Т, центральная информационная система, multifunctional индикатор, SimInTech.

Для цитирования: Князев А.С., Попов А.Ю., Романцов Е.А. Использование интерактивного макета кабины экипажа самолета ДА-42Т в учебном процессе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 31–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-31-49

The use of the interactive DA-42T aircraft cockpit mockup in the process-oriented training

A.S. Knyazev¹, A.Ju. Popov¹, E.A. Romantsov¹

¹ *Krasnodar Air Force Institute for Pilots, Krasnodar, Russia*

Abstract: When conducting training sessions at an aviation university, it is advisable to demonstrate samples of aeronautical equipment, individual elements of systems and accessories, or use specialized stands and posters. However, when studying modern types of training aircraft, the cockpits of which contain multifunction displays, complications arise when absorbing training

resources. When studying multi-function display cockpits, it is necessary to use interactive training devices in which displays must operate under power and possess the required capabilities. Training on hardware is impracticable in some cases, and inadvisable in others. The use of the integrated simulator for training in various disciplines is limited as the simulator is primarily designed to impart primary aircraft control skills rather than for classroom training. The article deals with the issue of upgrading pilot-trainees training skills during the familiarization with the cockpit equipment using an interactive DA-42T aircraft cockpit mockup with all the controls and indications (except for the control stick and pedals), including two primary multi-function displays and one backup, during the process-oriented training of the university. The operation of multi-function indicators is implemented in the form of special devices with a display and a push-button frame connected to a specially developed program on a PC that simulates the aircraft data system operation. For this purpose, to be based on information from the Aircraft Flight Manual, the information frames, shown on multi-function displays in the DA-42T aircraft, are reproduced. The content of the developed frames duplicates completely the DA-42T aircraft indication, contributing to improving academic study and acquiring practical skills to work on the integrated simulator as well as in a real aircraft. The physical cockpit mockup controls also correspond, in terms of the appearance and location, to the controls in the real DA-42T aircraft cockpit. The procedure to develop simulators of multi-function displays and the DA-42T aircraft cockpit mockup is described. The capabilities to use simulators of multi-function displays and the DA-42T cockpit mockup in the process-oriented training to upgrade skills are described. The conducted research results are described; the advantages of using the interactive cockpit mockup in the process-oriented training are presented.

Key words: cockpit mockup, cockpit, DA-42T, central data system, multi-function display, SimInTech.

For citation: Knyazev, A.S., Popov, A.Ju., Romantsov, E.A. (2023). The use of the interactive DA-42T aircraft cockpit mockup in the process-oriented training. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 31–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-31-49

Введение

Как показывает мировой опыт обучения в авиационных учебных заведениях, для понимания принципов работы агрегатов и систем воздушного судна (ВС) необходим непосредственный контакт с авиационной техникой – физический или визуальный. В некоторых случаях обучение становится крайне затруднительным или неэффективным, пока описываемые агрегаты и системы не будут показаны в работе, в действии. Изложение учебного материала только с использованием плакатов или слайдов со схемами, графиками и статическими изображениями не позволяет в полной мере сформировать у обучающихся понимание и обеспечить глубокое усвоение излагаемого материала. Наиболее эффективным способом обучения работе в кабине экипажа является обучение на реальной технике, для чего, как правило, используются списанные ВС или авиационные тренажеры [1–8].

Одним из современных типов ВС, используемых в настоящее время для первоначальной летной подготовки, является учебно-тренировочный самолет ДА-42Т. В связи с отсутствием на текущий момент списанных экземпляров таких ВС изучение состава и размещения оборудования в кабине, обуче-

ние действиям в кабине перед полетом и в полете возможно только на исправных самолетах, находящихся в штатной численности авиационных подразделений, а также на комплексных тренажерах.

Проведение учебных занятий на авиационной технике, находящейся в эксплуатации, является нецелесообразным в силу нерационального использования ресурса бортовых агрегатов и систем. Кроме того, неграмотные действия обучающегося могут привести к выходу из строя оборудования, что может привести к снижению показателей исправности и боеготовности.

В связи с этим целесообразно проводить первичное обучение с использованием тренажеров. Согласно ГОСТ Р 57259-2016 «Тренажеры авиационные. Термины и определения» для обучения могут использоваться следующие виды тренажеров: комплексный тренажер, комплексный специализированный тренажер, тренажер навигационной системы и системы вооружения, пилотажный тренажер, пилотажно-навигационный тренажер, процедурный тренажер кабины экипажа, базовый тренажер для пилотирования по приборам, другое устройство для подготовки, компьютерные системы обучения, реконфигурируемый авиационный тренажер. Наибольшие возможности для достижения целей

обучения обеспечивают комплексные и процедурные тренажеры, имеющие в своем составе полноразмерные кабины экипажа.

В случае использования комплексных авиационных тренажеров промышленного изготовления с функцией визуализации закабинной обстановки для их размещения требуется значительная по площади территория, а также специально оборудованные помещения с установками электропитания и (или) гидропитания и другим необходимым оборудованием. В связи с большой стоимостью такие тренажеры поставляются штучно, из-за чего подготовка большого количества обучающихся может сильно затянуться или привести к необходимости сокращения часов налета на каждого курсанта. В такой ситуации дорогостоящий и постоянно загруженный тренажер не может использоваться при проведении учебных занятий по нескольким учебным дисциплинам, поэтому возникает актуальный вопрос о поиске альтернативных способов изучения состава кабины и отработки порядка действий в ней.

Данный проблемный вопрос может быть решен путем разработки и изготовления полноразмерных макетов кабины экипажа ВС своими силами. Однако в связи с тем, что кабины современных ВС оснащены многофункциональными индикаторами (МФИ), создание макета кабины с неработающими МФИ нецелесообразно. В связи с этим целью представленной работы является повышение качества обучения курсантов-летчиков за счет разработки и внедрения в учебный процесс интерактивных средств обучения – имитаторов МФИ и макета кабины экипажа самолета ДА-42Т, которые могут использоваться на учебных занятиях в любой учебной аудитории.

Задача по повышению качества подготовки военных летчиков является очень важной и имеет свои особенности при освоении современных типов учебных ВС, для чего необходимо использовать современные тренажеры [9]. В Краснодарском высшем военном авиационном училище летчиков (КВВАУЛ) на сегодняшний день уже есть пример создания современных авиационных

тренажеров своими силами. Это виртуальный тренажер трехмерной кабины самолета Л-39, работа с которым возможна с использованием технологии виртуальной реальности с 3D-очками [1–3]. Однако, несмотря на новизну деятельности и инновационность, данная разработка абстрагирует обучающегося от действительности, обучающийся управляет переключателями в виртуальной кабине путем манипуляций руками в воздухе, не ощущая тактильных воздействий. Такой подход не может обеспечить выработку мышечной памяти, что так важно при обучении работе с органами управления в реальной кабине во время отработки предполетных процедур и действий в особых случаях, в связи с чем прививаемые на виртуальном тренажере навыки не являются устойчивыми и качество такого обучения ниже, чем при использовании физического тренажера [10].

Методы и методология исследования

Небольшое количество комплексных авиационных тренажеров при подготовке большого количества специалистов приводит к необходимости ограничения времени подготовки для формирования необходимых знаний и умений. На практике результат такого обучения выражается в неуверенности в действиях в различных ситуациях. Представленная работа посвящена повышению качества подготовки специалистов по летной эксплуатации авиационных комплексов путем использования в процессе обучения интерактивного макета кабины экипажа учебно-тренировочного самолета ДА-42Т с достоверным расположением органов управления и индикации.

Повышения качества обучения можно достичь при соответствующем обеспечении наглядными средствами обучения. Макет кабины в условиях аудиторного обучения представляет собой достаточно простое и наиболее функциональное средство обучения, позволяющее во время учебных занятий и во время самостоятельной работы уделить до-

статочное количество времени для изучения органов управления и индикации в кабине экипажа учебного ВС, запомнить порядок и последовательность работы с ними, а также отработать необходимые действия в спокойной обстановке, без спешки.

В настоящее время макет кабины самолета ДА-42Т отдельно от комплексного тренажера, включающего в себя систему визуализации закабинной обстановки с широкоформатным цилиндрическим экраном и проекторами, производителями авиационных тренажеров не поставляется, поэтому для достижения цели был самостоятельно разработан и изготовлен макет кабины экипажа самолета ДА-42Т. В открытых источниках можно найти примеры самостоятельного создания кабин ВС в качестве средства обучения [11, 12], однако в них рассмотрены кабины с аналоговыми приборами. Задача по созданию макета кабины экипажа ВС с действующими МФИ была решена самостоятельно.

Интерактивный макет кабины экипажа ВС позволяет обучающемуся задействовать все органы чувств для восприятия обстановки в кабине, привыкнуть к расположению органов управления и выработать мышечную память при работе с органами управления. В связи с этим использование интерактивного макета позволяет обучающимся преодолеть чувство «боязни кабины» путем применения их теоретических знаний на практике, что помогает снизить волнение и напряженность при работе на тренажере заводского исполнения, а также повысить уверенность в своих действиях при переходе к работе в кабине настоящего ВС.

Достижение поставленной цели стало возможным благодаря решению следующих задач.

1. Разработка чертежей кабины в масштабе 1 : 1.
2. Разработка имитатора многофункционального индикатора (МФИ).
3. Размещение на приборной панели органов управления – выключателей, кнопок, автоматов защиты кнопочных, энкодеров, ручек управления, а также переключателей

и тумблеров, кнопок на обрамлении имитаторов МФИ, и их подключение к ПК.

4. Размещение и подключение органов индикации – имитаторов МФИ (3 шт.) и светодиодных сигнализаторов.

В результате обучающиеся могут не только теоретически изучить состав и размещение органов управления в кабине, но и знакомиться с индикацией, а также отрабатывать процедуры предполетной подготовки при взаимодействии с бортовым комплексом через имитаторы МФИ.

Основным средством индикации в кабине разработанного тренажера является имитатор МФИ, который изготовлен с использованием монитора IBM 4820 (рис. 1, а). Корпус этого монитора позволяет удобно разместить кнопки на обрамлении дисплея так же, как в настоящем МФИ, а размеры его дисплея точно соответствуют размерам дисплея МФИ в самолете ДА-42Т (диагональ 10 дюймов). Для создания имитатора резервного МФИ был использован монитор INNOLUX AT056TN53 (диагональ 5,6 дюйма).

В качестве устройства для подключения кнопок к ПК выбрана плата Arduino Nano (рис. 2) на основе микроконтроллера ATmega328. Плата Arduino Nano имеет логическую микросхему для обработки данных с тактовой частотой 16 МГц, 8 аналоговых контактов (Analog Pins) и 14 цифровых контактов (Digital Pins) общего назначения, а также различные интерфейсы информационного обмена: I2C, SPI и UART.

В разработанном имитаторе МФИ плата Arduino Nano использована для обработки нажатий кнопок на обрамлении монитора и передачи этой информации на ПК в программу, имитирующую работу центральной информационной системы (ЦИС), отображающей информационные кадры на экране МФИ. Электрическая схема подключения кнопок к плате Arduino Nano представлена на рис. 3.

На обрамлении монитора размещены 28 кнопок: 8 сверху, 8 снизу, 6 слева и 6 справа. Расположение кнопок точно соответствует их размещению на МФИ самолета ДА-42Т, для чего была изготовлена пластиковая рамка

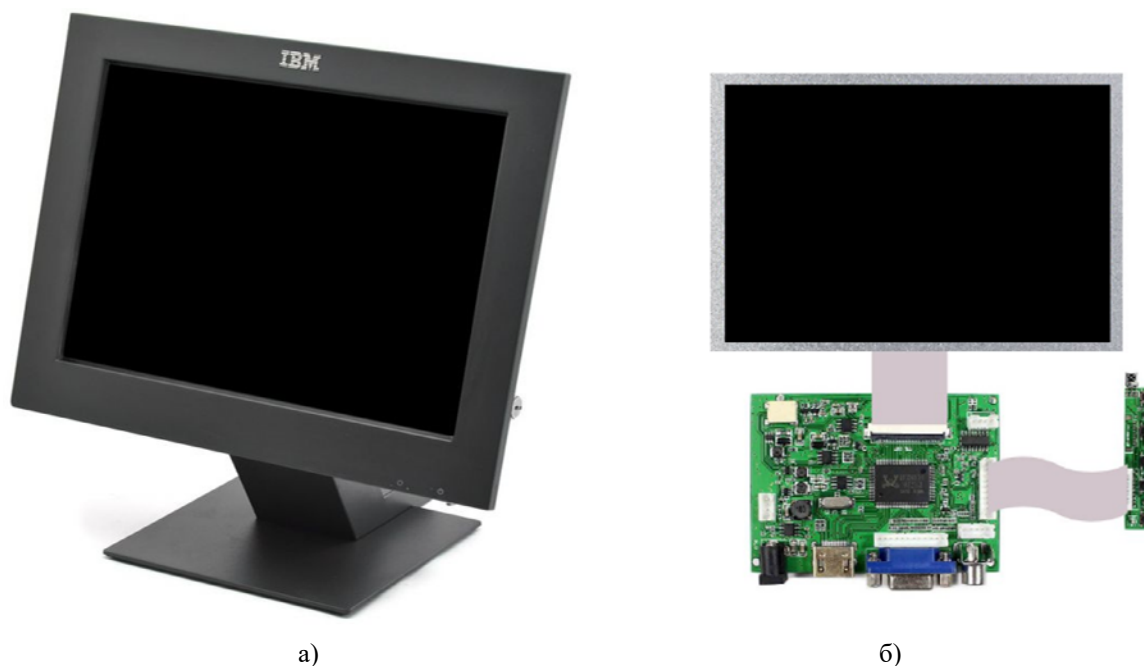


Рис. 1. Мониторы для имитаторов МФИ: *а* – монитор IBM 4820, *б* – монитор INNOLUX AT056TN53
Fig. 1. Monitors for the MFI simulators: *a* – IBM 4820 monitor, *б* – INNOLUX AT056TN53 monitor

с текстурой корпуса МФИ, нанесенной посредством полиграфной печати на самоклеящуюся пленку (рис. 4, *а*).

При нажатии каждой кнопки формируется сигнал разного уровня напряжения между контактом GND и контактом A0 (аналоговый вход) на плате Arduino Nano (рис. 3). Диапазон возможных значений напряжения на аналоговом входе составляет от 0 до 5 В постоянного тока. Аналого-цифровой преобразователь в Arduino Nano измеряет это напряжение и преобразует в целое число в диапазоне 0...1024, т. е. дискретность измерений составляет $5 / 1024 = 0,0049$ В, при этом напряжению 0 В соответствует число 0, а напряжению 5 В соответствует число 1024. При нажатии каждой кнопки формируется свое значение кода, соответствующее напряжению в той точке делителя напряжения, к которой подключена эта кнопка. При такой схеме подключения одновременное нажатие двух и более кнопок не допускается, что не является критичным и соответствует нормальной работе с МФИ [4, 5].

Для преобразования полученного значения кода в номер кнопки в микроконтроллере

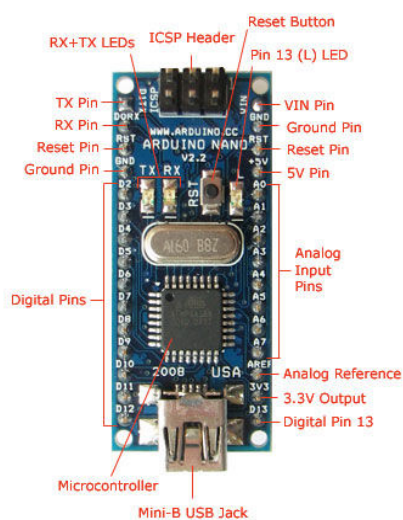


Рис. 2. Плата Arduino Nano
Fig. 2. Arduino Nano Board

платы Arduino Nano используется разработанный программный код, который делит диапазон чисел от 0 до 1024, формируемых на аналоговом входе A0, на 28 поддиапазонов. При нажатии одной из кнопок на входе A0 формируется напряжение, которое преобразуется в число, входящее в один из 28 под-

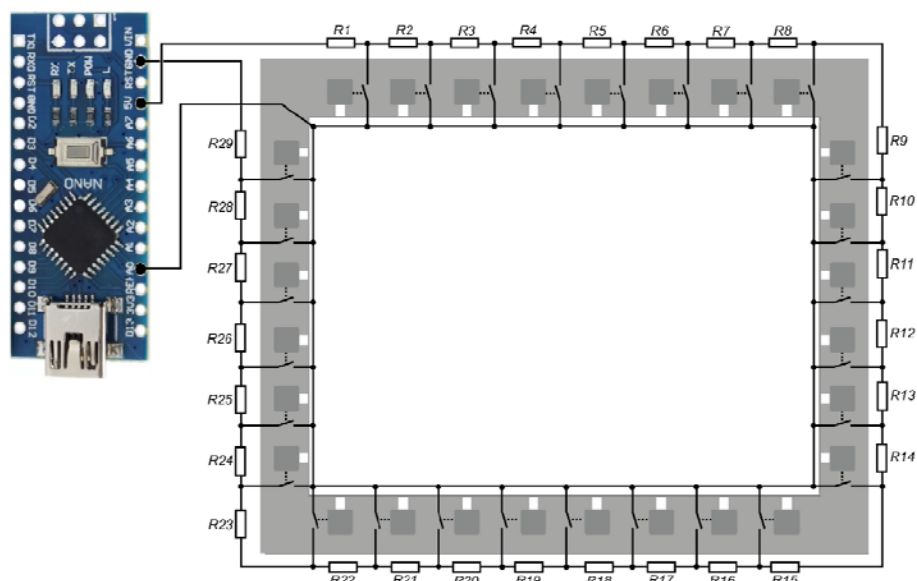


Рис. 3. Электрическая схема подключения кнопок на обрамлении монитора
Fig. 3. Electrical wiring diagram of the buttons on the monitor frame



а)



б)

Рис. 4. Имитаторы основного (а) и резервного (б) МФИ
Fig. 4. Simulators of the primary (a) and backup (б) MFI

диапазонов. Номер нажатой кнопки определяется по номеру поддиапазона, в который попадает это число.

Номер нажатой кнопки отправляется через COM-порт, позволяющий осуществлять информационный обмен платы Arduino Nano и ПК. Программы, запущенные на ПК, могут

обращаться к COM-порту и считывать передаваемые данные для дальнейшей обработки.

В имитаторе резервного МФИ (рис. 4, б) к плате Arduino Nano подключены три кнопки и два энкодера. Данные о нажатии кнопок и повороте энкодеров также передаются на ПК через COM-порт.



Рис. 5. Свойства элемента «стрелка приборной скорости» в программе SimInTech
Fig. 5. Properties of the “indicated airspeed arrow” element in the SimInTech application

В рамках проекта по созданию полноразмерного тренажера кабины самолета ДА-42Т было изготовлено два имитатора основных и один имитатор резервного МФИ (рис. 4).

Для реализации индикации на дисплее имитаторов МФИ разработана специальная программа, реализующая имитацию работы центральной информационной системы (ЦИС), а также блока ориентации и индикации (БОИ) самолета ДА-42Т. Кадры ЦИС разработаны в соответствии с реальной индикацией на МФИ в кабине самолета ДА-42Т. В качестве исходных данных были взяты представленные в руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) самолета ДА-42Т информационные кадры, которые были воспроизведены с использованием графического редактора и среды SimInTech [6–8, 13]¹.

В настоящее время существует множество сред разработки, в которых создаются различные обучающие программы для курсантов-летчиков [14–16]. Однако на практике иностранные производители иногда могут отозвать лицензию и заблокировать свои программы из-за недружественной государственной политики, поэтому использование отечественного ПО является более надежным и безопасным.

При разработке информационных кадров графический редактор использован для отрисовки подложки кадров: фона, шкал приборов, рамок, т. е. той индикации, которая не меняется при отображении параметров работы бортовых систем. Все подвижные и изменяющиеся элементы индикации отрисованы с использованием встроенных инструментов программной среды SimInTech. На рис. 5 для примера представлено окно свойств стрелки приборной скорости (элемент Vpt_strelka), в котором можно настро-

¹ SimInTech [Электронный ресурс] // Официальный сайт. URL: <https://simintech.ru/> (дата обращения: 01.11.2022).

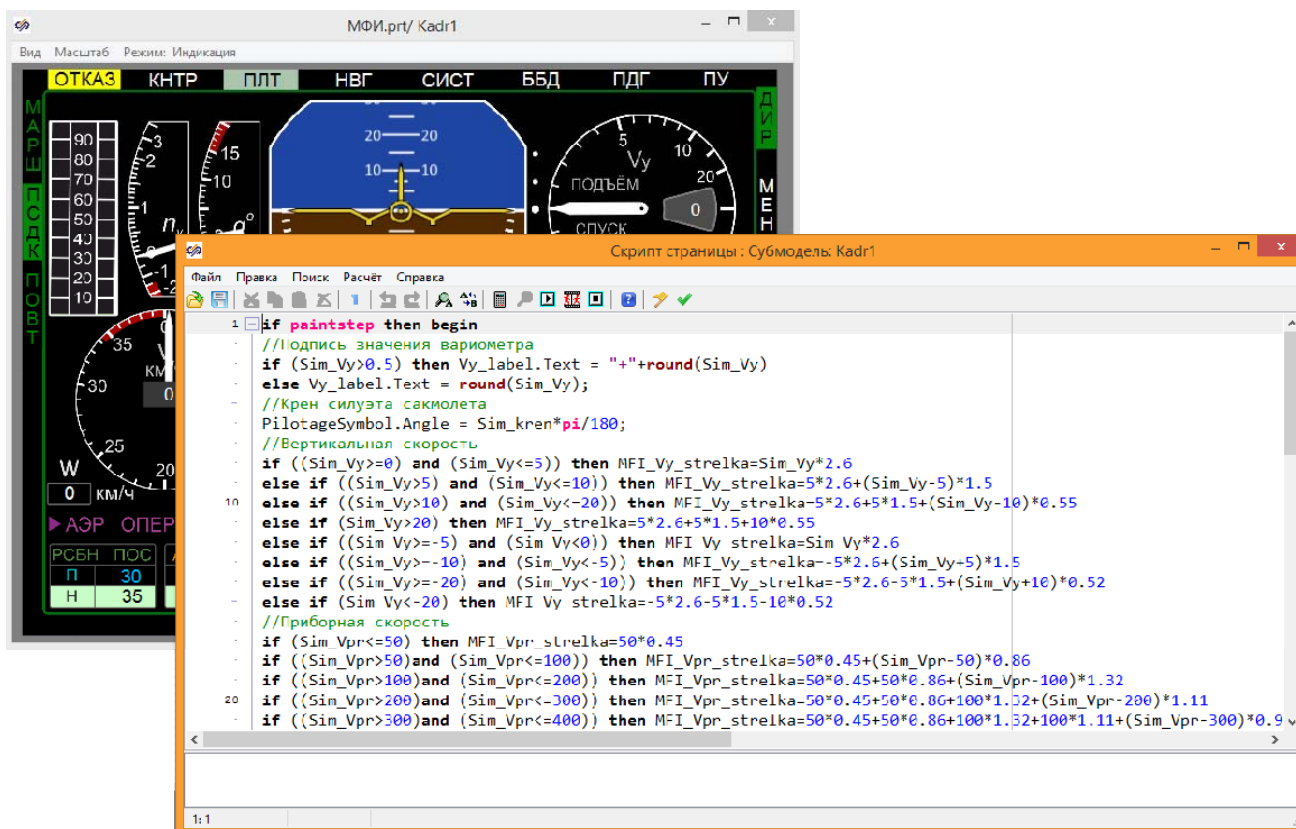


Рис. 6. Фрагмент программного кода в скрипте страницы проекта в программе SimInTech
Fig. 6. Fragment of the software code in the script of the project page in the SimInTech application

ить начальный угол поворота, цвет, размер, положение стрелки, а также присвоить свойству Value числовое значение или имя переменной, величина которой будет определять угол поворота стрелки.

Однако задача отрисовки положения стрелки усложнялась нелинейным ходом стрелки при изменении скорости, поэтому в разных диапазонах значений увеличение скорости на одну и ту же величину соответствует разным углам поворота стрелки. Эта задача решена путем написания в скрипте страницы программного кода, определяющего нелинейное изменение угла поворота стрелки приборной скорости при линейном изменении значения этой скорости, принимаемого от авиасимулятора (рис. 6). Аналогичная работа была проделана для всех приборов, имеющих нелинейную шкалу (вариометр, указатель перегрузки и др.).

В результате разработана программа, имитирующая все основные функции ЦИС –

отображение информации, ввод данных в бортовой комплекс, а также отказы.

Для учебного процесса наибольший практический интерес представляет использование разработанной программы:

- для изучения состава индикации каждого информационного кадра на групповых занятиях по различным учебным дисциплинам;
- изучение порядка переключения между информационными кадрами при подготовке к полету, а также в полете для контроля величины параметров полета и исправности бортовых систем;
- отработки действий в особых случаях, для чего был разработан модуль имитации отказов (рис. 7), работа которого сводится к созданию состава индикации в соответствии с разделом 5 РЛЭ «Действия в особых случаях в полете».

При этом преподаватель-инструктор выбирает тип отказа и нажимает кнопку, в ре-

зультате чего на информационных кадрах меняется состав индикации, появляются соответствующие текстовые сообщения, звучат речевые сообщения. Текстовые команды полностью соответствуют признакам соответствующих отказов в РЛЭ и отображаются соответствующим цветом (красным, желтым или зеленым). Речевые сообщения точно соответствуют тексту речевых сообщений, обозначенных в РЛЭ в признаках вводимого отказа, и записаны на диктофон с привлечением курсантов женского пола, прошедших летную практику на самолете типа ДА-42Т.

Таким образом, при использовании разработанной программы имитации работы ЦИС на практических занятиях обучающиеся могут не только видеть, но и слышать признаки различных событий, по которым они самостоятельно учатся определять ситуацию и отрабатывать дальнейшие действия. Разработанная программа имеет достаточно большой функционал при изучении самолета ДА-42Т по различным учебным дисциплинам, так как при ее создании ставилась цель воссоздания необходимых функций по работе с МФИ в соответствии с РЛЭ без привязки к конкретной учебной дисциплине.

Разработанные кадры ЦИС позволили с детальной точностью воспроизвести индикацию в самолете ДА-42Т, что дало возможность использовать его в учебном процессе Краснодарского высшего военного авиационного училища летчиков, в частности на кафедре авиационного и радиоэлектронного оборудования при изучении дисциплин «Авиационное оборудование учебного воздушного судна ДА-42Т», «Радиоэлектронное оборудование учебного воздушного судна ДА-42Т». Управление отображением параметров на информационных кадрах через программу SimInTech возможно осуществлять как вручную (по желанию изменяя значение каждого параметра) или автоматически при подключении программы к авиасимулятору. В этом случае все значения отображаемых параметров берутся из авиасимулятора в соответствии с режимом виртуального полета и алгоритмами работы соответствующих моделируемых в нем систем. При необходимо-

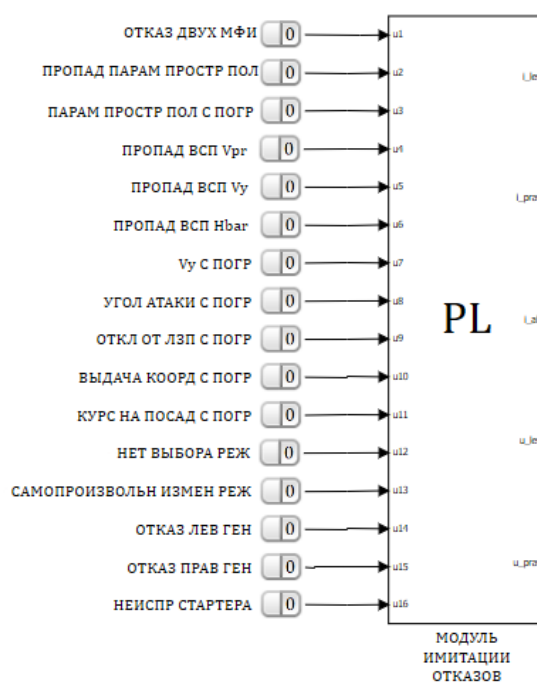


Рис. 7. Модуль имитации отказов в самолете ДА-42Т

Fig. 7. Failure simulation module in the DA-42T aircraft

сти принимаемые от авиасимулятора параметры могут быть откорректированы, заменены на ложные или заблокированы (для имитации отказов), что позволяет имитировать индикацию не только при нормальной эксплуатации, но и индикацию в особых случаях в полете. Наглядное отображение такой индикации дает обучающимся намного более глубокое понимание работы ЦИС, чем при использовании изображений кадров из РЛЭ.

Формирование необходимых зрительных, звуковых и тактильных ощущений, восприятие и запоминание расположения органов управления и индикации, запоминание порядка действий и первичное формирование мышечной памяти происходит только после посадки в кабину. Во время тренажной подготовки обучающиеся выполняют статическую подготовку (осмотры и проверки) и динамическую подготовку (полеты). Во время статической подготовки обучающиеся осваиваются в кабине, впервые оказавшись в ней, и под руководством инструктора последовательно выполняют весь комплекс процедур

по подготовке кабины к полету, включая внешний осмотр, выставку исходного положения переключателей, проверку под током, включение и проверку различных систем, запуск двигателя, проверки после запуска обоих двигателей, а также отработку последовательности некоторых действий в полете без выполнения самого полета. При этом время, отводимое для занятия на каждого обучающегося, строго ограничено, в связи с чем у обучающегося формируются неустойчивые умения, которые необходимо закреплять путем многократных повторений необходимых действий. Обучающиеся на этапе статической подготовки выполняют следующие упражнения:

- проверка работоспособности оборудования и систем перед полетом;
- запуск, опробование двигателя, проверка работоспособности систем, выключение двигателей.

Эти упражнения выполняются курсантом на первом занятии в кабине тренажера самолета ДА-42Т. На втором занятии от курсанта требуется уже самостоятельно выполнить все действия по подготовке кабины, однако на практике видно, что обучающиеся затрудняются без подсказок инструктора повторить все необходимые действия, а время, затрачиваемое на выполнение этих процедур, становится больше предусмотренного планом проведения занятия и отнимает время, отведенное на динамическую подготовку (полет). Наблюдается неуверенность в действиях обучающихся, сомнения в последовательности выполнения процедур, в некоторых случаях проявляется неспособность практически выполнить действия, которые обучающийся правильно называет, но не может перейти от теории к практике. В результате после проведения нескольких занятий по тренажной подготовке у некоторых обучающихся сформированные умения в силу индивидуальных способностей могут оказаться недостаточными для быстрого и точного выполнения необходимых действий, включая действия в особых случаях в полете, что в дальнейшем может негативно отразиться на безопасности полетов. Эти недостатки могут быть устране-

ны путем проведения с такими обучающимися дополнительных занятий в кабине, однако, как уже указывалось ранее, такой возможности у них нет из-за постоянной загруженности тренажера и необходимости проведения занятий с другими обучающимися.

Использование разработанного интерактивного макета кабины экипажа позволяет закрепить теоретические знания и сформировать необходимые практические умения во время аудиторных занятий еще до начала тренажной подготовки. Для выявления эффективности использования разработанных имитаторов МФИ и макета кабины экипажа самолета ДА-42Т были проведены дополнительные занятия с экспериментальными учебными группами. Для сравнения были использованы результаты обучения учебных групп, с которыми дополнительные занятия с использованием разработанных средств обучения не проводились.

В качестве показателей, отражающих качество усвоения учебного материала и уровень владения практическими действиями, выбрано время выполнения процедур.

Для сравнения были выбраны следующие задания.

1. Действия экипажа перед посадкой в кабину.
2. Действия экипажа после посадки в кабину.
3. Запуск и прогрев двигателей.
4. Проверка систем при работающих двигателях.

В табл. 1 и 2, а также на рис. 8 и 9 представлены результаты проведенных исследований для двух контрольных групп (время выполнения заданий указано в секундах). Для каждого задания за занятие обучающиеся выполняли по три повторения.

Как видно из результатов, в обеих группах наблюдается улучшение в скорости выполнения задания с каждым новым повторением. Причина различий результатов состоит в том, что группа, которая имела возможность предварительной отработки действий в кабине с использованием разработанных интерактивных средств обучения, при выполнении заданий на комплексном тренажере производила

Таблица 1
Table 1

Результаты выполнения заданий учебной группой 1
The results of tasks performed by study group No 1

№ задания	1			2			3			4		
№ повторения	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
Курсант 1	53	52	51	663	639	615	320	308	297	424	409	394
Курсант 2	58	56	53	672	636	607	349	330	315	504	477	455
Курсант 3	55	53	49	583	560	529	330	317	299	437	420	397
Курсант 4	53	49	47	644	621	618	335	322	321	527	507	505
Курсант 5	68	62	58	695	666	646	307	294	286	496	475	461
Курсант 6	57	54	52	676	658	627	354	345	329	513	499	476
Курсант 7	52	50	47	697	668	649	336	322	313	446	427	415
Курсант 8	60	57	54	621	609	583	347	340	326	546	536	513
Курсант 9	55	54	51	661	628	605	343	326	314	472	448	432
Курсант 10	64	60	55	673	653	626	386	374	359	481	467	447

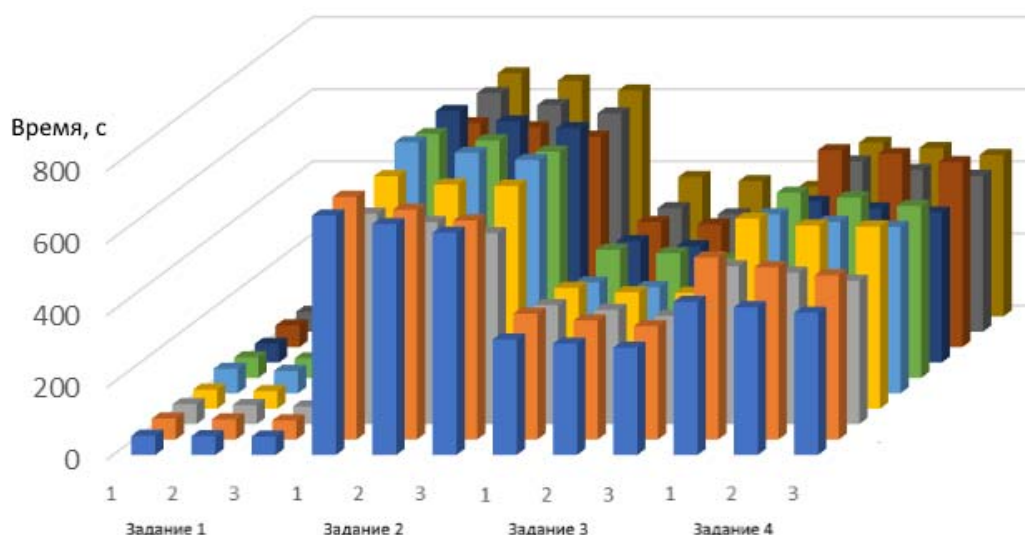


Рис. 8. Результаты выполнения заданий учебной группой 1
Fig. 8. Results of tasks performed by study group No 1

необходимые действия не в первый раз (на макете кабины курсанты предварительно отработывали необходимые действия по 5–6 раз), поэтому уже до начала занятия у них была сформирована первичная мышечная память, что проявилось в быстроте и уверенности действий. Это позволило быстрее выполнить необходимые действия на комплексном тренажере, и после выполнения предполетных процедур курсанты этой группы, успешно сдав зачет инструктору на выполнение необходимых действий, были готовы к динамической подготовке (полету) уже на первом занятии, хотя по учебному плану это предполагалось только на следующем занятии, в связи с чем они смогли больше времени уделить отработке действий по управлению ВС в полете. Сравнение результатов проведенных исследований представлено на рис. 10.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что проведение предварительных занятий, формирующих первичные практические умения, закрепляющие теоретическую подготовку, положительно отражаются как на ка-

Таблица 2
Table 2

Результаты выполнения заданий группой 2, которая занималась с использованием имитаторов МФИ и макета кабины экипажа
The results of tasks performed by study group No 2, that held classes using the MFI simulators and the cockpit mockup

№ задания	1			2			3			4		
№ повторения	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
Курсант 1	54	52	51	390	376	362	195	188	181	293	282	272
Курсант 2	56	55	53	410	388	370	205	194	185	308	291	278
Курсант 3	52	51	49	402	386	365	201	193	183	302	290	274
Курсант 4	55	53	49	413	398	396	207	199	198	310	299	297
Курсант 5	68	62	58	424	406	394	212	203	197	318	305	296
Курсант 6	57	54	52	417	406	387	209	203	194	313	305	290
Курсант 7	53	49	47	410	393	382	205	197	191	308	295	287
Курсант 8	64	60	55	428	420	402	214	210	201	321	315	302
Курсант 9	55	54	51	403	383	369	202	192	185	302	287	277
Курсант 10	60	57	54	396	384	368	198	192	184	297	288	276

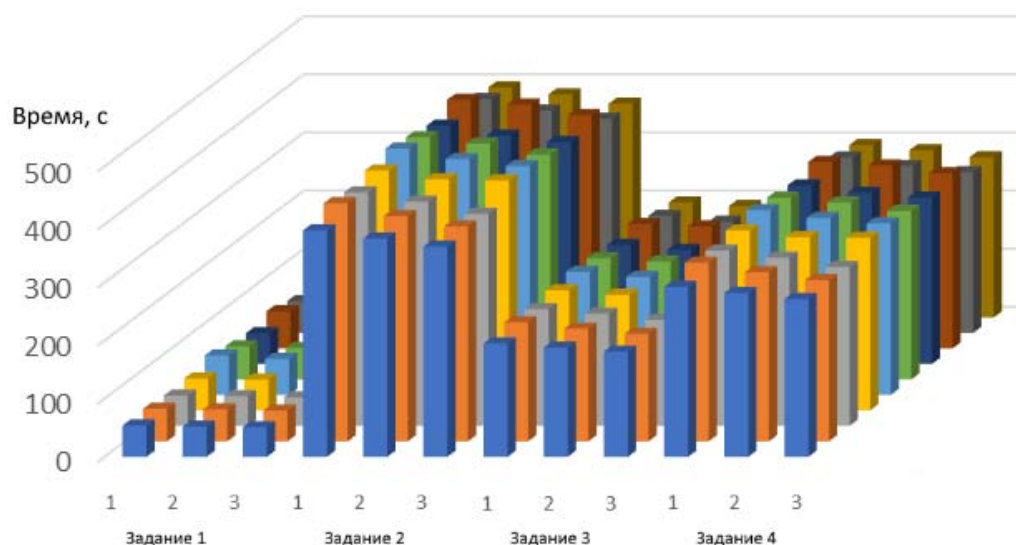


Рис. 9. Результаты выполнения заданий группой 2, которая занималась с использованием имитаторов МФИ и макета кабины экипажа
Fig. 9. Results of tasks performed by study group No 2, that held classes using the MFI simulators and the cockpit mockup

честве обучения, так и на эффективности использования дорогостоящих средств обучения – комплексных тренажеров промышленного изготовления.

Предоставление возможности по отработке необходимых действий в кабине современного воздушного судна является очень важной составляющей в процессе подготовки

летных кадров. Использование в экспериментальной группе разработанных средств обучения в виде имитатора МФИ и интерактивного макета кабины экипажа позволяет утверждать, что качество обучения может быть повышено за счет использования на учебных занятиях дополнительных наглядных средств обучения.

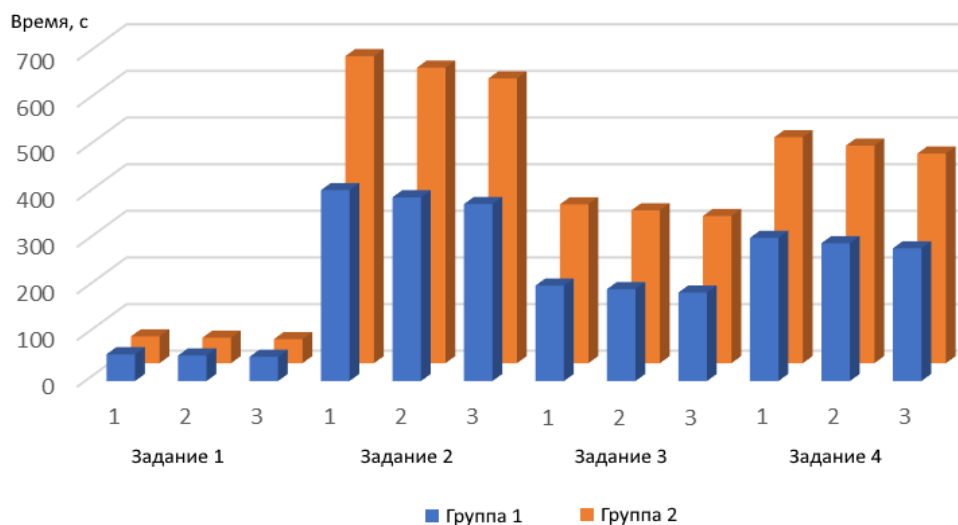


Рис. 10. Сравнение результатов выполнения контрольных заданий контрольными группами 1 и 2 (группа 1 не занималась с дополнительными средствами обучения, группа 2 дополнительно занималась на имитаторах МФИ и макете кабины экипажа)

Fig. 10. Comparison of the test results performed by control groups No 1 and No 2 (group No 1 did not use additional training devices, group No 2 held additional classes using the MFI simulators and the cockpit mockup)

Результаты исследования

Повышение качества обучения летного состава возможно за счет внедрения в учебный процесс самостоятельно разработанных и изготовленных наглядных средств обучения, однако для этого необходимо уделить большое внимание их детальной проработке и соответствию реальному объекту в части, касающейся формирования у обучающихся необходимых зрительных и звуковых образов, а также тактильных ощущений. Любое несоответствие может сделать обучение неэффективным или даже вредным. Благодаря использованию вышеперечисленных инструментов авторам удалось воспроизвести индикацию каждого индикатора на информационных кадрах с детальной точностью в соответствии с информацией, представленной в РЛЭ [6, 7], а также наблюдаемой на комплексном тренажере промышленного изготовления.

Разработанные имитаторы МФИ стали основой для создания информационно-управляющего поля кабины в разработанном тренажере кабины самолета ДА-42Т (рис. 11),

в котором расположение всех органов индикации и управления, а также их внешний вид выполнены в точном соответствии с реальной кабиной самолета ДА-42Т, что дало возможность использовать его для первичного формирования индикаторов компетенций путем закрепления теоретических знаний и привития правильных первичных практических умений при отработке действий во время подготовки к полету, а также в особых случаях в полете.

Отработка действий обучающихся на имитаторе МФИ как на самостоятельном средстве обучения (рис. 12, а) позволяет без затруднений перейти к работе с имитаторами МФИ на полноразмерном интерактивном макете кабины экипажа самолета ДА-42Т (рис. 12, б).

Разработанный интерактивный макет кабины экипажа и программа имитации работы ЦИС самолета ДА-42Т могут быть использованы в рамках учебных программ различных учебных дисциплин при изучении признаков особых случаев в полете и на земле при отказах источников электроэнергии, срабатывании датчика сваливания, отказе датчика угла



Рис. 11. Разработанный интерактивный макет кабины экипажа самолета ДА-42Т
Fig. 11. Developed interactive DA-42T aircraft cockpit mockup



а)



б)

Рис. 12. Работа обучающегося с имитатором МФИ: а – в аудитории; б – на интерактивном макете кабины экипажа самолета ДА-42Т

Fig. 12. Trainee work with the MFI simulator in the classroom (a) and in the interactive DA-42T aircraft cockpit mockup (б)

атаки, отказе курсовых вертикалей и др. и некоторых систем самолета ДА-42Т, в том числе:

- центральной информационной системы;
- систем и органов управления самолетом;
- пилотажно-навигационных индикаторов;

- индикаторов системы электроснабжения;
- индикаторов противообледенительной и других систем;

Помимо отработки штатных процедур, предусмотренных руководством по летной

эксплуатации самолета ДА-42Т, разработанный интерактивный макет кабины экипажа самолета может служить платформой для различного рода исследований [17] в области эргономики, разработки новых индикаторов на информационных кадрах, создания системы выдачи подсказок экипажу, построения моделей действий летчика в различных ситуациях [18], разработки интеллектуальных систем управления ВС и других бортовых систем [19–23].

Заключение

1. Поставленная в данной работе цель достигнута, однако может иметь развитие и продолжение.

2. Разработанный интерактивный макет кабины экипажа самолета может быть использован в учебном процессе различных специальных учебных дисциплин, учебная программа которых предусматривает изучение самолета ДА-42Т.

3. Использование более простых и дешевых интерактивных макетов кабины экипажа ВС, информационное поле которых содержит МФИ, полностью воспроизводящих состав и размещение органов управления и индикации, может решить проблему недостаточного количества наглядных средств обучения при изучении кабин современных ВС.

4. Использование полноразмерного интерактивного макета кабины экипажа ВС в учебном процессе актуально в различных высших учебных заведениях с авиационной направленностью (КВВАУЛ, ВУНЦ ВВС «ВВА», МАИ, МГТУ ГА и др.).

Созданное в результате выполнения представленной работы интерактивное средство обучения является инструментом, предназначенным для повышения качества подготовки авиационных специалистов. Курсанты-летчики, использовавшие тренажерные имитаторы МФИ и интерактивный макет кабины экипажа самолета ДА-42Т в качестве дополнительного средства обучения перед занятиями по тренажной подготовке, отмечают положительный опыт, состоящий в сокращении вре-

мени обучения работе с МФИ на комплексном тренажере, а также в уверенности и скорости действий при выполнении процедур, отработанных на тренажерном имитаторе МФИ.

Функционал разработанного интерактивного макета кабины самолета открывает большие перспективы по его использованию в учебном процессе, однако для получения ощутимого эффекта в вузе целесообразно изготовить подобные тренажеры для всех кафедр, на которых обучающиеся изучают самолет определенного типа, небольшим тиражом, что возможно и целесообразно реализовать с высоким качеством на мощностях одного из производителей авиационных тренажеров. Накопленный опыт по использованию полноразмерного интерактивного макета кабины самолета ДА-42Т также целесообразно применить для изготовления и внедрения в учебный процесс интерактивных макетов кабины с МФИ для ВС других типов и расширить положительный опыт для повышения качества подготовки большего количества авиационных специалистов.

Список литературы

1. Румянцев С.В. Интерактивный процедурный тренажер первоначальной подготовки авиационного персонала / С.В. Румянцев, В.И. Медведев, А.В. Шевченко, Н.В. Капитанов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021614677 РФ. Дата гос. регистрации 16.03.2021.

2. Медведев В.И., Шишленин Д.А. Виртуальная реальность. С новыми разработками – к новым рубежам // Вестник военного образования. 2021. № 4 (31). С. 72–76.

3. Лагкуев М.С. Эффективность подготовки. Интерактивный процедурный тренажер первоначальной подготовки авиационного персонала с использованием виртуальной реальности / М.С. Лагкуев, И.Н. Котлов, М.А. Судаков, А.В. Шевченко // Вестник военного образования. 2021. № 1 (28). С. 59–62.

4. Князев А.С. Использование имитатора multifunctional индикатора са-

молета в учебном процессе вуза / А.С. Князев, А.С. Антоненко, Е.Д. Арбузов, А.Д. Чеботарев [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2022. № 123. 35 с. DOI: 10.34759/trd-2022-123-20 (дата обращения: 24.12.2022).

5. Князев А.С. Использование программы имитации работы центральной информационной системы самолета ДА-42Т в учебном процессе вуза / А.С. Князев, А.С. Антоненко, М.А. Лоптев, Е.М. Жданов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 61–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-61-72

6. Князев А.С., Попов А.Ю. Программа для обеспечения работы тренажерного имитатора интеллектуального цветного индикатора ИЦИ-140. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022664485 РФ. Дата гос. регистрации 01.08.2022.

7. Князев А.С. Программа для визуализации работы аэрометрических приборов / А.С. Князев, А.Ю. Попов, А.А. Фурсов, Я.М. Кашин, Р.Н. Бордиян. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022664559 РФ. Дата гос. регистрации 01.08.2022.

8. Петухов В.Н., Денисенко А.А., Ковязин И.О. SimInTech для человеко-машинного интерфейса // Моделирование авиационных систем: сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-технической конференции. Москва, 21–22 ноября 2018 г. М.: ГосНИИАС, 2018. С. 267.

9. Медведев В.И. Задачи подготовки военных специалистов для ВКС России // IX Международная научно-практическая конференция молодых ученых, посвященная 58-й годовщине полета Ю.А. Гагарина в космос: сборник научных статей. Краснодар, 12–13 апреля 2019 г. Краснодар: Издательский Дом – Юг, 2019. С. 16–18.

10. Куприянов Н.А. Проблематика изучения руководства по летной эксплуатации при формировании знаний и навыков курсантов истребительной авиации по действиям в особых случаях в полете / Н.А. Куприянов, С.А. Прошкин, С.В. Стадник, П.Д. Солодовник // Crede Experto: транспорт, общество,

образование, язык. 2022. № 1. С. 37–51. DOI: 10.51955/23121327_2022_1_37

11. Попов В.М., Здрачук С.В. Учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2018. № 4. С. 42–66.

12. Туринцев С.В., Федоров А.В., Федоров А.А. Разработка процедурного тренажера на базе авиационного симулятора X-Plane // Проблемы летной эксплуатации и безопасность полетов. 2019. № 13. С. 98–101.

13. Смагин Д.И. Применение программного комплекса SimInTech для математического моделирования различных бортовых систем летательных аппаратов / Д.И. Смагин, К.И. Старостин, Р.С. Савельев, Т.А. Кобринец, А.А. Сатин // Computational nanotechnology. 2018. № 3. С. 9–15.

14. Куракин С.З., Куприянов Н.А., Степенко А.С. Особенности интеграции учебно-тренировочных средств / радиотехнических систем в образовательный процесс вузов // Интеграция науки и образования в системе подготовки военных специалистов: сборник научных трудов по материалам III Всероссийской научно-практической конференции. Воронеж, 21 октября 2022 г. Воронеж: Научная книга, 2022. С. 84–94.

15. Афонин И.Е. Компьютерная интерактивная модель пульта управления и индикации учебно-боевого самолета / И.Е. Афонин, Д.А. Ермаков, Э.В. Коновальцев, М.А. Черных // Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники: сборник трудов V Всероссийской научно-практической конференции. Санкт-Петербург, 9–10 декабря 2021 г. СПб.: Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2022. С. 32–38.

16. Коновальцев Э.В., Ермаков Д.А. Программная реализация математической модели пульта управления и индикации учебно-боевого самолета // Межвузовский сборник научных трудов. Краснодар: КВВАУЛ им. Героя Советского Союза А.К. Серова, 2022. С. 71–77.

17. Верещиков Д.В. Применение нечеткой логики для создания имитационной мо-

дели управляющих действий летчика / Д.В. Верещиков, В.А. Волошин, С.С. Ивашков, Д.В. Васильев [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2018. № 99. 25 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91926> (дата обращения: 01.11.2022).

18. Shin H.-G. Implementation of an integrated test bed for avionics system development / H.-G. Shin, M.-C. Park, J.-S. Jun, Y.-H. Moon, S.-W. Ha // Software Engineering, Business Continuity, and Education. ASEA 2011: Communications in Computer and Information Science. Berlin: Springer, 2011. Vol. 257. Pp. 416–423. DOI: 10.1007/978-3-642-27207-3_46

19. Cameron B. Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies / B. Cameron, H. Rajae, B. Jung, R.G. Langlois // Proceedings of the 3rd International Conference on Control, Dynamic Systems, and Robotics (CDSR'16). Canada: Ottawa, 9–10 May 2016. No. 126. Pp. 1–8. DOI: 10.11159/cdsr16.126

20. Nowakowski H., Makarewicz J. Flight simulation devices in pilot air training // Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport. 2018. No. 98. Pp. 111–118. DOI: 10.20858/sjsutst.2018.98.11

21. Staack I. Towards a complete co-simulation model integration including HMI aspects / I. Staack, J. Schminder, O. Shahid, R. Braun // Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress. Stockholm, Sweden, 8–9 October 2019. Pp. 112–119. DOI: 10.3384/ecp19162012

22. Науменко А.А., Князев А.С. Использование авиасимуляторов в учебном процессе авиационного вуза // Вестник армавирского государственного педагогического университета. 2021. № 4. С. 64–72.

23. Долгушев В.Г. Тенденции развития современных авиационных бортовых гидросистем / В.Г. Долгушев, В.А. Ионов, Н.В. Кун, А.М. Матвеев [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2017. № 95. 17 с. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84461> (дата обращения: 01.11.2022).

References

1. Rummyantsev, S.V., Medvedev, V.I., Shevchenko, A.V., Kapitanov, N.V. (2021). An interactive procedural simulator for the initial training of aviation personnel. Certificate of state registration of the computer program no. 2021614677. State date registration: 29.03.2021. (in Russian)

2. Medvedev, V.I., Shishlenin, D.A. (2021). Virtual reality with new developments – to new frontiers. *Bulletin of the Military Education*, no. 4 (31), pp. 72–76. (in Russian)

3. Lagkuev, M.S., Kotlov, I.N., Sudakov, M.A., Shevchenko, A.V. (2021). Effectiveness of training interactive procedural simulator for initial training of aviation personnel using innovative virtual reality technology. *Bulletin of the Military Education*, no. 1 (28), pp. 59–62. (in Russian)

4. Knyazev, A.S., Antonenko, A.S., Arbuzov, E.D., Chebotarev, A.D. (2022). The use of a multifunctional aircraft indicator simulator in the educational process of the university. *Trudy MAI*, no. 123, 35 p. DOI: 10.34759/trd-2022-123-20 (accessed: 24.12.2022). (in Russian)

5. Knyazev, A.S., Antonenko, A.S., Loptev, M.A., Zhdanov, E.M. (2022). Using the simulation program of the DA-42T aircraft central data system operation in the educational process of the university. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 3, pp. 61–72. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-61-72 (in Russian)

6. Knyazev, A.S., Popov, A.Yu. (2022). Software for ensuring the operation of the simulator of the intelligent color indicator ICI-140. Certificate of state registration of the computer program no. 2022664485 RF. State date registration: 01.08.2022. (in Russian)

7. Knyazev, A.S., Popov, A.Yu., Fursov, A.A., Kashin, Ya.M., Bordiyan, R.N. (2022). Software for visualizing the operation of aerometric devices. Certificate of state registration of the computer program no. 2022664559 RF. State date registration: 01.08.2022. (in Russian)

8. Petukhov, V.N., Denisenko, A.A., Kovyazin, I.O. (2018). SimInTech for human machine interface. *Modelirovanie aviatsionnykh system: sbornik tezisov dokladov III Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii*. Moscow: GosNIIAS, pp. 267. (in Russian)
9. Medvedev, V.I. (2019). The tasks of training military specialists for the Russian Aerospace Forces. *IX mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya molodykh uchennykh, posvyashchennaya 58-y godovshchine poleta Yu.A. Gagarina v kosmos: sbornik nauchnykh statey*. Krasnodar: Izdatelskiy Dom – Yug, pp. 16–18. (in Russian)
10. Kupriyanov, N.A., Proshkin, S.A., Stadnik, S.V., Solodovnik, P.D. (2022). Problems of learning the flight operation manual while developing knowledge and skills of fighter aviation cadets concerning the actions in emergencies during the flight. *Crede Experto: Transport, Society, Education, Language*, no. 1, pp. 37–51. DOI: 10.51955/23121327_2022_1_37 (in Russian)
11. Popov, V.M., Zdrachuk, S.V. (2018). The helicopter cockpit training simulator of Mi-8T based on the aircraft simulator. *Crede Experto: Transport, Society, Education, Language*, no. 4, pp. 42–66. (in Russian)
12. Turintsev, S.V., Fedorov, A.V., Fedorov, A.A. (2019). Development of the procedural simulator based on the aircraft simulator x-plane. *Problemy letnoy ekspluatatsii i bezopasnost poletov*, no. 13, pp. 98–101. (in Russian)
13. Smagin, D.I., Starostin, K.I., Saveleyev, R.S., Kobrinets, T.A., Satin, A.A. (2018). Application of this software Symantec for mathematical modeling of various onboard systems of aircraft. *Computational nanotechnology*, no. 3, pp. 9–15. (in Russian)
14. Kurakin, S.Z., Kupriyanov, N.A., Stepenko, A.S. (2022). Features of the integration of educational and training tools/radio systems in the educational process of universities. *Integratsiya nauki i obrazovaniya v sisteme podgotovki voyennykh spetsialistov: sbornik nauchnykh trudov po materialam III Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Voronezh: Nauchnaya kniga, pp. 84–94. (in Russian)
15. Afonin, I.E., Ermakov, D.A., Konovaltsev, E.V., Chernykh, M.A. (2022). Computer interactive model of the control panel and display of combat training aircraft. *Sovremennyye problemy sozdaniya i ekspluatatsii vooruzheniya, voyennoy i spetsialnoy tekhniki: sbornik trudov V vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. St. Petersburg: Voenno-kosmicheskaya akademiya imeni A.F. Mozhaiskogo, pp. 32–38. (in Russian)
16. Konovaltsev, E.V., Ermakov, D.A. (2022). Software implementation of the mathematical model of the control panel and indication of combat training aircraft. *Mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov*. Krasnodar: KVVAUL imeni Geroya Sovetskogo Soyuza A.K. Serova, pp. 71–77. (in Russian)
17. Vereshnikov, D.V., Voloshin, V.A., Ivashkov, S.S., Vasilev, D.V. (2018). Applying fuzzy logic for developing simulation model of pilot's control actions. *Trudy MAI*, no. 99, 25 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91926> (accessed: 01.11.2022). (in Russian)
18. Shin, H.-G., Park, M.-C., Jun, J.-S., Moon, Y.-H., Ha, S.-W. (2011). Implementation of an integrated test bed for avionics system development. In: *Software Engineering, Business Continuity, and Education. ASEA 2011. Communications in Computer and Information Science*. Springer, Berlin, Heidelberg, vol. 257, pp. 416–423. DOI: 10.1007/978-3-642-27207-3_46
19. Cameron, B., Rajaei, H., Jung, B., Langlois, R.G. (2016). Development and implementation of cost-effective flight simulator technologies. In: *Proceedings of the 3rd International Conference on Control, Dynamic Systems, and Robotics (CDSR'16)*. Canada, Ottawa, 9–10 May, no. 126, pp. 1–8. DOI: 10.11159/cdsr16.126
20. Nowakowski, H., Makarewicz, J. (2018). Flight simulation devices in pilot air training. *Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport*, no. 98, pp. 111–118. DOI: 10.20858/sjsutst.2018.98.11
21. Staack, I., Schminder, J., Shahid, O., Braun, R. (2019). Towards a complete co-simulation model integration including HMI aspects. In: *Proceedings of the 10th Aerospace*

Technology Congress. Stockholm, Sweden, 8–9 October, pp. 112–119. DOI: 10.3384/ecp19162012

22. Naumenko, A.A., Knyazev, A.S. (2021). The use of flight simulators in the educational process of an aviation university. *Bulletin of Armavir State Pedagogical University*, no. 4, pp. 64–72. (in Russian)

23. Dolgushev, V.G., Ionov, V.A., Kun, N.V., Matveenko, A.M. (2017). Development trends of modern aircraft onboard hydraulic systems. *Trudy MAI*, no. 95, 17 p. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84461> (accessed: 01.11.2022). (in Russian)

Сведения об авторах

Князев Алексей Сергеевич, кандидат технических наук, старший преподаватель, Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков (КВВАУЛ), knyazev.aleksei.87@gmail.com.

Попов Андрей Юрьевич, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры, КВВАУЛ, aendrupo@mail.ru.

Романцов Евгений Андреевич, курсант, КВВАУЛ, swzhenek@mail.ru.

Information about the authors

Alexey S. Knyazev, Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer, Krasnodar Air Force Institute for Pilots, knyazev.aleksei.87@gmail.com.

Andrei Ju. Popov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Chair, Krasnodar Air Force Institute for Pilots, aendrupo@mail.ru.

Evgeny A. Romantsov, Pilot-Trainee, Krasnodar Air Force Institute for Pilots, swzhenek@mail.ru.

Поступила в редакцию	10.02.2023	Received	10.02.2023
Одобрена после рецензирования	30.03.2023	Approved after reviewing	30.03.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023

УДК 621.396.933.25; 629.7.058.53
DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-50-63

ADS-B data gating technique and its probabilistic models

E.A. Rubtsov¹, S.A. Kudryakov¹, I.M. Dalinger¹, A.S. Kalintsev²

¹ *Russian University of Transport (MIIT), Moscow, Russia*

² *FSUE "State Air Traffic Management Corporation of the Russian Federation",
Arkhangelsk Air Traffic Management Center, Mezen, Russia*

Abstract: The article developed a gating technique that allows us to validate ADS-B data without the necessity to verify using the secondary surveillance radar or multilateration. Probabilistic models of the ADS-B data gating technique, as well as the algorithm for applying these models were proposed. Benchmark cases that occur when aircraft (A/C) positioning by ADS-B systems, determined by threshold values of navigation and pilot's errors, were analyzed. The first benchmark case assumes not exceeding of navigation and pilot's errors the bounds of the tolerance limits, which allows us to draw up a conclusion concerning the ADS-B data validation. The second one assumes exceeding of a pilot's error the bounds of the tolerance limits under an allowable navigational error. Herewith, the air traffic controller (ATC) obtains a message about the proper ADS-B operation and the necessity to issue instructions to the pilot to correct a flight. The third benchmark case assumes exceeding of a navigation error the bounds of the tolerance limits under an allowable or not allowable pilot's error. In this case, the ATC obtains a message about not valid ADS-B data and the incapability to use these systems. The simulation of the given benchmark cases was performed. In addition, the Rayleigh and Rice distributions were applied to implement the ADS-B data gating technique. The simulation results allow us to assess the required amount of accumulated ADS-B data for the evaluation. Thus, it was found that during the estimate based on the Rayleigh distribution, it is sufficient to accumulate 15–20 measurements, which, when transmitting 2 messages per second and under the condition of the normal ADS-B equipment operation, will take 8–10 s. During the estimate, using the Rice distribution, an accumulation of 25–30 measurements is sufficient, which will take 13–20 s. The developed method will allow the use of ADS-B systems at regional aerodromes with the low intensity of air traffic as the primary or sole surveillance means.

Key words: flight safety, ADS-B, gate, Rayleigh distribution, Rice distribution, distribution parameter estimate, error of navigational measurements, pilot's errors.

For citation: Rubtsov, E.A., Kudryakov, S.A., Dalinger, I.M., Kalintsev, A.S. (2023). ADS-B data gating technique and its probabilistic models. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 50–63. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-50-63

Метод стробирования данных АЗН-В и его вероятностные модели

Е.А. Рубцов¹, С.А. Кудряков¹, Я.М. Далингер¹, А.С. Калинин²

¹ *Российский университет транспорта (МИИТ),
г. Москва, Россия*

² *ФГУП «Госкорпорация по организации воздушного движения»,
Архангельский центр ОВД, г. Мезень, Россия*

Аннотация: В статье разработан метод стробирования, который позволяет оценить достоверность данных АЗН-В без необходимости проверки с помощью вторичного радиолокатора или многопозиционной системы наблюдения. Предложены вероятностные модели метода стробирования данных АЗН-В, а также алгоритм применения данных моделей. Проанализированы типовые ситуации, возникающие при определении местоположения воздушного судна с помощью систем АЗН-В, определяемые пороговыми значениями погрешностей навигации и пилотирования. Первая типовая ситуация предполагает невыход погрешностей пилотирования и навигации за пределы допуска, что позволяет сделать вывод о подтверждении достоверности данных АЗН-В. Вторая типовая ситуация предполагает выход погрешности пилотирования за пределы допуска при допустимой погрешности навигации, при этом диспетчер получает сообщение о корректной работе АЗН-В и о необходимости выдачи команды пилоту на корректировку полета. Третья типовая ситуация предполагает выход погрешности навигации за пределы допуска при допустимой или недопустимой

погрешности пилотирования; в этом случае диспетчер получает сообщение о том, что достоверность данных АЗН-В не подтверждается и применять эти системы нельзя. Выполнено моделирование этих типовых ситуаций, при этом для реализации метода стробирования данных АЗН-В применялись распределения Рэлея и Райса. Результаты моделирования позволяют оценить требуемое количество накопленных данных АЗН-В для проведения достоверной оценки. Так, было установлено, что при выполнении оценки с применением распределения Рэлея достаточно накопления 15–20 измерений, что при передаче двух сообщений в секунду и при условии штатной работы оборудования АЗН-В потребует 8–10 с. При выполнении оценки с применением распределения Райса достаточно накопления 25–30 измерений, что потребует 13–20 с. Разработанный метод позволит применять системы АЗН-В на региональных аэродромах с низкой интенсивностью полетов как основное или единственное средство наблюдения.

Ключевые слова: безопасность полетов, АЗН-В, строб, распределение Рэлея, распределение Райса, оценка параметров распределения, погрешность навигационных измерений, погрешности пилотирования.

Для цитирования: Рубцов Е.А. Метод стробирования данных АЗН-В и его вероятностные модели / Е.А. Рубцов, С.А. Кудряков, Я.М. Далингер, А.С. Калинин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 50–63. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-50-63

Introduction

An automatic dependent broadcasting-type surveillance (ADS-B) is referred by the International Civil Aviation Organization to the cutting-edge surveillance technologies which is reflected in the provisions of the Global air navigation plan¹.

The reduced cost to implement ground stations, compared to costs to deploy secondary surveillance radars (SSR) and multilaterations (ML), is attributed to the ADS-B benefits. The operation cost is also considerably below. If high-precision navigation sensors are installed on board aircraft (as a rule, receivers of the Global Navigation Satellite Systems – GLONASS), ADS-B provides surveillance accuracy not worse than radar aids [1–3].

However, the Aeronautical Surveillance Manual² points to the relevance for the data validation derived from ADS-B with the aid of SSR and ML. It is associated with the possibility of an increase in the navigation error (when using self-contained inertial systems and range/azimuth positioning systems of navigation). Thus, the relevance for the data validation levels out the economic ADS-B technology attractiveness.

The task of the ADS-B data validation without applying additional surveillance facilities can be accomplished by the techniques of the algorithmic data validation. The paper [4] dealt with the techniques of the algorithmic ADS-B data validation to ensure ground maneuvers at an aerodrome. The techniques, presented in the article [4], are based on the accumulation of aircraft coordinates measurements with the subsequent statistical analysis of derived data. The given paper proposes to modify the methods, described in [4], and employ the gating technique, which has already found practical use in radar surveillance [5, 6], when processing ADS-B data.

When processing ADS-B data, the gating technique will make it possible to evaluate the data validity about the aircraft position and use reasonably priced ADS-B ground stations as the sole or primary surveillance means, which is pertinent for regional airports with the low intensity of air traffic.

In conformity with the analysis of ADS-B data [7], most of aircraft operate normally in the direction of a rectilinear trajectory without tending toward violating boundaries of airways. Notably, the proportion of such aircraft amounts to 76% in general traffic.

A maneuver in horizontal or vertical planes is inherent in 9% of aircraft. It is worth noting that a maneuver can be carried out with the deviation from the route (Flight Planed Route – FPR) due to flight crew errors concerned with the incorrect interpretation of reliable navigation data. The probability of such an event can reach 10^{-3} [8].

¹ The Global Air Navigation Plan. ICAO GANP Portal. Available at: <https://www4.icao.int/ganportal> (accessed: 17.03.2023).

² Doc. 9924 AN/474: Aeronautical Surveillance Manual. 3rd ed. ICAO 2020, 432 p.

For approximately 6% of aircraft, the tendency toward violating boundaries of airways or separation regulations is displayed, or the violation of airway boundaries is revealed. It can result from significant errors of navigation systems. The situation can be affected by pilot's errors which will cause a greater deviation from a nominal aircraft path [7].

Subsequently, while determining the position of an aircraft using ADS-B, the described possible situations during the aircraft flight operation can be displayed in the form of the following benchmark cases:

1. A flight operation according to the FPR, in this event, pilot's and navigation errors are within the tolerance limits.
2. A flight deviates from the FPR (due to significant pilot's errors) under allowable navigation errors.
3. Not tolerated significant pilot's and navigation errors.

The first scenario can be considered routine, at the same time, navigation error values of the board navigation complex are minor, and a flight crew operates a flight in full compliance with the FPR with insignificant pilot's errors. The patterns of conducting maneuvers as well as the air traffic management (ATM) requirements in the vicinity of the airport are regulated and contained in the Aeronautical Information Publications (AIP).

Scenarios 2 and 3 can be considered non-routine, while in scenario 2, ADS-B data meets the requirements in terms of accuracy, and it is valid. In scenario 3, allowable values are exceeded, and data is not valid. In practice, it is necessary to identify all the listed variants and provide an ATC with information concerning the ADS-B data validity.

When solving the ADS-B data validation problem, the paper [9] illustrates the features of employing the gating technique to process ADS-B data. In radar surveillance, this technique is employed to reveal false coordinates, when developing a motion trajectory [5]. Applicably to the assigned problem, let us take a gate as an area of space around the extrapolation point of the aircraft path with the center at the point of extrapolated aircraft coordinates within which the

estimate of aircraft coordinates will be considered reliable.

For aircraft with the maximum take-off mass exceeding 5700 kg, or with a maximum cruising true airspeed capability greater than 250 knots, the European Commission Implementing Regulation (EU) No 1207/2011³ and its first amendment 1028/2014⁴ lays down the mandatory carriage and operation of the ADS-B mode S (EHS) and mode 1090 ES Enhanced Surveillance installations. Mode S (EHS) enhanced surveillance represents a set of advanced features of mode S and comprises reports about a chosen intention in the vertical plane (BDS 4.0), a report about a track and a turn (BDS 4.0), as well as a report about a track and a turn (BDS 5.0). The listed types of reports contain information about values of velocity, track variations, heading, indicated airspeed (IAS) and a chosen intention in the vertical plane.

In the Russian Federation, mode S (EHS) and ADS-B mode 1090 ES enhanced surveillance applications are installed in different aircraft (DA-42, L-410, An-148, etc.) and helicopter (Mi-8, etc.) models.

The use of mode S transponder allows for current and planned aircraft coordinates (intentions) to be derived from the ADS-B ground station. However, a nautical data error remains unknown. In order to solve this problem, the use of the gating technique [9] is proposed, for which, it is necessary to accumulate the sufficient number of measured values of aircraft coordinates to determine a center of gate by the extrapolation method. Afterwards, in conformity with the obtained sampling of accumulated measurements, the interval parameter estimate for the distribution of aircraft positioning error is made, and the probability of entering aircraft an area of gate is computed. A key point is to ensure the conformity of the distribution parameter estimate for the sampling of accumulated values with the entire

³ Regulation 1207/2011. Requirements for the performance and the interoperability of surveillance for the SES. Official Journal of the European Union, pp. 35–52

⁴ Regulation 1028/2014. Requirements for the performance and the interoperability of surveillance for the SES. Official Journal of the European Union, pp. 7–8.

assembly parameters. The interval estimate is made with the assigned level of reliability. Sizes of gate are assigned based upon the requirements for allowable errors of surveillance systems. The probability of aircraft entering an area of gate can be found based on the Rayleigh and Rice distributions.

Methods of research

According to the Aviation Regulations of the Interstate Aviation Committee "Certification Requirements for Aerodrome and Airway Facilities" (AR-170, volume 2), allowable values of the mean square error (MSE) of an airport surveillance radar amount to 150 m at a maximum range of 100 km.

The requirements for MSE accuracy of the aerodrome radar facility, stated in the Certification requirements (Basis), amount to 120 m for the primary channel and 70 m for the secondary one (under the probability of coordinate and supplemental information integration not less than 0.95).

The specifications of surveillance systems "Eurocontrol"⁵ provide the recommended MSE value to determine aircraft coordinates horizontally equal to 300 m with the minimum separation of 3 nautical miles.

As far as we can see, the requirements of national and international standards for tracking an aircraft in the aerodrome zone slightly differ and vary from 70 to 300 m. In order to assign sizes of a gate area and solve a problem of the ADS-B data validation, it is feasible to choose some averaged value. It is supposed to assume a radius of a gate area equal to the allowable MSE value of 150 m (which complies with the Interstate Aviation Committee Requirements published in AR-170, volume 2).

The condition of the ADS-B data validity is met if the parameter estimate in conjunction with the confidence intervals, with the assigned reliability, does not exceed assigned gate sizes. Thus, when confidence interval values of the random

variable estimate do not exceed the value for a radius of a gate area, assumed data is considered valid. If the interval estimate exceeds a radius of a gate area, the condition of data validity is not met.

Since the time for the ADS-B data validation is an important factor, it is feasible to identify such a level of reliability which will ensure the data validation within the acceptable time. In conformity with [9], for the level of reliability 0.95, data about aircraft entering or not entering an area of gate will be valid.

Errors of aircraft deviation from the assigned trajectory (FPR) can be described in the normal distribution law [3]. For the Cartesian coordinates, the distribution density of the bivariate normal law with parameters m_x , m_y , σ_x , σ_y is defined as [10, 11]:

$$f(x,y)=\frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y\sqrt{1-\rho^2}}e^{-\frac{1}{2(1-\rho^2)}\left[\frac{(x-m_x)^2}{\sigma_x^2}-2\rho\frac{(x-m_x)(y-m_y)}{\sigma_x\sigma_y}+\frac{(y-m_y)^2}{\sigma_y^2}\right]}, \quad (1)$$

where m_x , m_y – the mathematical expectation of a random variable along the Ox - and Oy -axis accordingly,

σ_x , σ_y – MSE of a random variable along the Ox - and Oy -axis accordingly,

ρ – coefficient of correlation.

A solution to define the probability of aircraft position in the gate can be formulated as a computation problem of the probability of a random variable entering a circle of radius R (defined with the requirements for errors of surveillance systems) with the center at the point of extrapolation, which coordinates belong to a maneuver pattern.

Depending on values of random variable parameters inherent in various benchmark cases, errors of aircraft positioning can be characterized by different distribution laws.

Let us consider a problem solution for benchmark cases to determine the aircraft position using ADS-B. In the simplest case, let us assume that errors of determining the aircraft position along the Ox - and Oy -axis of the Cartesian coordinates are equal.

⁵ Euro control Specification for ATM Surveillance System Performance (Volume 1). (2021). 92 p.

The first benchmark case is indicative of an insignificant pilot's error, for the problem formalization, let us assume it as zero. Thus, the mathematical expectation (ME) of aircraft positioning error equals zero, MSE along the Ox - and Oy -axis equal each other: $m = 0$, $\sigma_x = \sigma_y = \sigma$. In this case, an ADS-B error depends merely on a board navigation complex error. Such a situation is inherent in the aircraft rectilinear motion case.

When meeting the condition $\sigma_x = \sigma_y = \sigma$, the random variable distribution is referred to as the circular normal distribution [10–12].

Thereafter, a random variable $r = \sqrt{X^2 + Y^2}$, where X, Y – independent Gaussian distributed random variables, under the condition of the circular normal distribution of a random variable and the lack of a fixed error, follows the Rayleigh law. Thereupon, the probability of aircraft exiting an area of gate for R radius can be found as the miss probability [13–15]:

$$F(r) = P(R < r) = \begin{cases} 1 - e^{-\frac{r^2}{2b^2}}, & r \geq 0, \\ 0, & r < 0 \end{cases} \quad (2)$$

$$f(r) = \frac{r}{b^2} e^{-\frac{r^2}{2b^2}}, \quad r > 0, \quad (3)$$

where b – a scale parameter.

The second benchmark case is indicative of a flight technical error and a navigation error. A similar scenario can occur when an aircraft deviates from the trajectory of motion. In this context, the ADS-B system can operate properly under the condition of non-exceedance of a navigation error the bounds of the tolerance limits. If errors of the board navigation complex exceed the bounds of the tolerance limits, we have the third benchmark case under which it is impossible to apply ASD-B.

In this case, a problem of the fixed and navigation errors evaluation arises. A fixed error, that is ME is not equal to zero, is the distinctive feature of the situation under consideration from the previous one. For the simplest case under consideration, MSE are equal to each other:

$m \neq 0$, $\sigma_x = \sigma_y$. Thereafter, a random variable $r = \sqrt{X^2 + Y^2}$, where X, Y – independent Gaussian distributed random variables, has the Rice distribution with the density of distribution [13, 16]:

$$f(x|s, \sigma) = \frac{x}{\sigma^2} \exp\left(\frac{-(x^2 + s^2)}{2\sigma^2}\right) I_0\left(\frac{xs}{\sigma^2}\right), \quad (4)$$

where I_0 – the modified zero-order Bessel function of the first kind;

s – bias equal to $s = \sqrt{\mu_1^2 + \mu_2^2}$, where μ_1^2, μ_2^2 – Ox and Oy ME;

σ – the scale parameter.

The distribution function is presented as:

$$F(\alpha) = \int_0^\alpha \frac{x}{\sigma^2} \exp\left(\frac{-(x^2 + s^2)}{2\sigma^2}\right) I_0\left(\frac{xs}{\sigma^2}\right) dx. \quad (5)$$

The probability of entering aircraft an area of gate (P_{in}) can be found as the probability of non-exceedance of a random variable r of the assigned radius of gate and can be computed using (5). In this case, the probability of deviation from the trajectory can be found as

$$P_{out} = 1 - P_{in}, \quad (6)$$

where P_{out} – the probability of aircraft deviation from the assigned trajectory,

P_{in} – the aircraft position probability in an area of gate.

A two-phase algorithm of applying probabilistic models of the ADS-B data gating technique is proposed for the practical implementation. The estimate of the Rayleigh distribution parameters is calculated in the first phase of the analysis. If the upper confidence interval of the b parameter estimate does not exceed an allowable value, a conclusion about the ADS-B data validation is drawn up (the first benchmark case). In case of exceedance of the b parameter estimate, the estimate of the Rice distribution parameters is calculated. If during the analysis, a significant

pilot's error is revealed with the allowable navigation error, the ATC obtains a message about the proper ASD-B operation and the necessity to issue instructions to the aircraft flight crew (the second benchmark case). If during the analysis, significant pilot's and navigation errors, exceeding allowable values, are revealed, the ATC obtains a message that ADS-B data validation is not ensured, and other ATC methods are required (the third benchmark case). The Rayleigh distribution b parameter as well as the Rice distribution s and σ parameters are estimable parameters in these simplest cases.

It is essential to note that the A/C airspeed and the frequency of position reporting impose limitations for the surveillance number. Taking into consideration the limited surveillance number, the parameter estimate is calculated based on the sampling of the entire assembly. The interval parameter estimate is calculated with the assigned level of reliability.

The benchmark cases were considered while assuming the equality of errors of determining the position along the Ox - and Oy -axis of the Cartesian coordinates. The stated simplification allowed for the Rice and Rayleigh distributions to be used as an example.

In practice, error values along the Ox - and Oy -axis will be distinguished from each other. Therefore, for the data validation, we should use more complicated distributions: the Hoyt distribution [17, 18] and the Beckmann distribution [19–22].

Research results

For simulating benchmark cases, MATLAB and Wolfram software packages were applied. The simulation modelling of the aircraft positioning error was conducted. The error of aircraft positioning was assigned as a random variable distributed in accordance with the Rayleigh and Rice laws. Based on the sampling from the entire assembly, the Interval estimate of distribution parameters with the level of accuracy 0.95 was obtained. The parameter estimate was calculated by means of the maximum likelihood method.

As a result of the simulation, the dependencies of distribution parameter estimate on the number of measurements N , i.e., data derived from the ADS-B ground station, were obtained. Figure 1 illustrates the results of the b parameter estimate of the Rayleigh distribution (corresponds to the error of aircraft positioning). Figure 1 and the subsequent ones, using a dotted line, illustrate simulated parameter values of distribution (input data). The red line illustrates the input data parameter estimate, the light blue and blue lines illustrate the upper and lower 95% confidence intervals as applicable.

In Figure 1, b parameter values of the Rayleigh distribution amount to 50 and 100, which conforms with MSE values 50 and 100 m. In Figure 2, input b value parameters of the Rayleigh distribution amount to 50 and 100, which conforms with MSE values 50 and 100 m. In the Figures, the following designations are assumed: PCI b Up and PCI b Low – the upper and lower 95% confidence interval of the b parameter estimate of the Rayleigh distribution; Param b – the assigned source of the b parameter value; Est param b – the b parameter estimate; Rline – the gate area boundary (the condition of the ADS-B data validity).

Figure 3 illustrates the results of the Rayleigh distribution parameter estimate when the input distribution parameters: $s = 100$, $\sigma = 50$, which conforms with ME 100 m, MSE 50 m. Figure 4 illustrates the results of the Rice distribution parameter estimate based on the sampling from the entire assembly for a random value distributed in accordance with the Rice law when input distribution parameters: $s = 200$, $\sigma = 100$, which conforms with ME 200 m, MSE 100 m. Figure 5 illustrates the results of the Rice distribution parameter estimate when input distribution parameters: $s = 300$, $\sigma = 150$, which conforms with ME 300 m, MSE 150 m. The input data parameter estimate by accumulated values commences after 5 measurements. The Figures have the following designations: PCI Sigma Up and PCI Sigma Low – upper and lower 95% confidence interval of the parameter estimate σ ; PCI S Up and PCI S Low – upper and lower 95% confi-

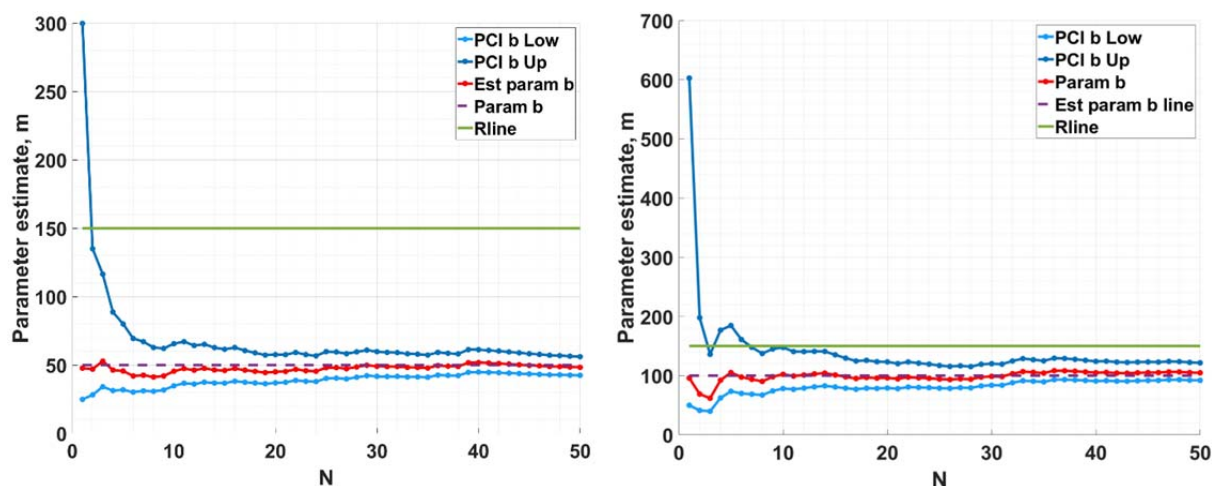


Fig. 1. Graphs for the estimate of the Rayleigh distribution parameters for the input values: $b = 50$ and $b = 100$

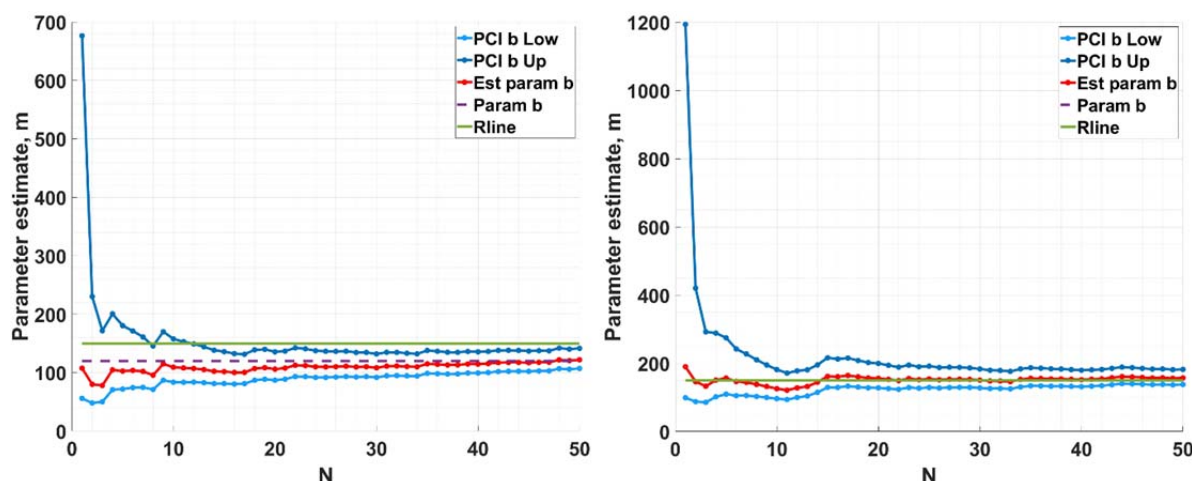


Fig. 2. Graphs for the estimate of the Rayleigh distribution parameters for the input values: $b = 120$ and $b = 150$

dence interval of the parameter estimate s ; Est param Sigma and Est param S – the parameter estimate σ and s ; SigmaLine and Sline – assigned values of parameters σ and s ; Rline – the gate area boundary (condition of ADS-B data validity).

The results of simulation established that for meeting validity conditions, the estimate of random variable parameters distributed in conformity with the Rayleigh law can be obtained during 15–20 measurements, which, provided that two messages per second are transmitted by ADS-B installations, takes 8–10 s. In order to meet the validity conditions, the estimate of random vari-

able parameters distributed in accordance with the Rice distribution law – 25–30 measurements, which, provided that two messages per second are transmitted by ADS-B installations, takes 13–15 s.

The obtained results allow us to draw up a conclusion about the capability to utilize ADS-B ground stations at regional airports with the low intensity of air traffic as the primary surveillance means. For example, at aerodromes Ust-Kuiga, Chokurdakh, Cherskiy and other G and D-class aerodromes, it is feasible to replace exhausted life-span radars (generally DRL-7 SM) for ADS-B stations, upgrading software (ADS-B data

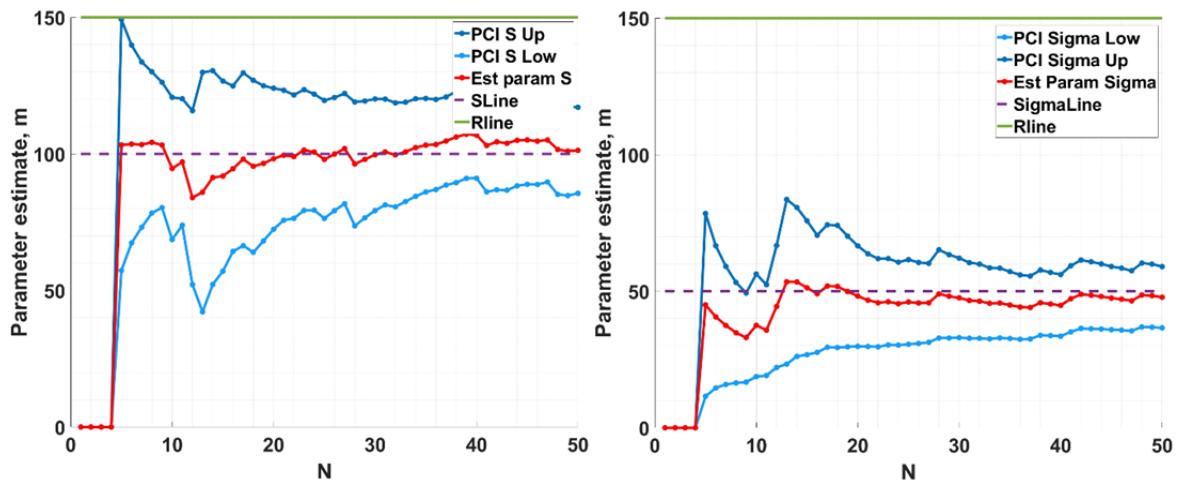


Fig. 3. Graphs for the estimate of the Rice distribution parameters for the input values $s = 100$, $\sigma = 50$

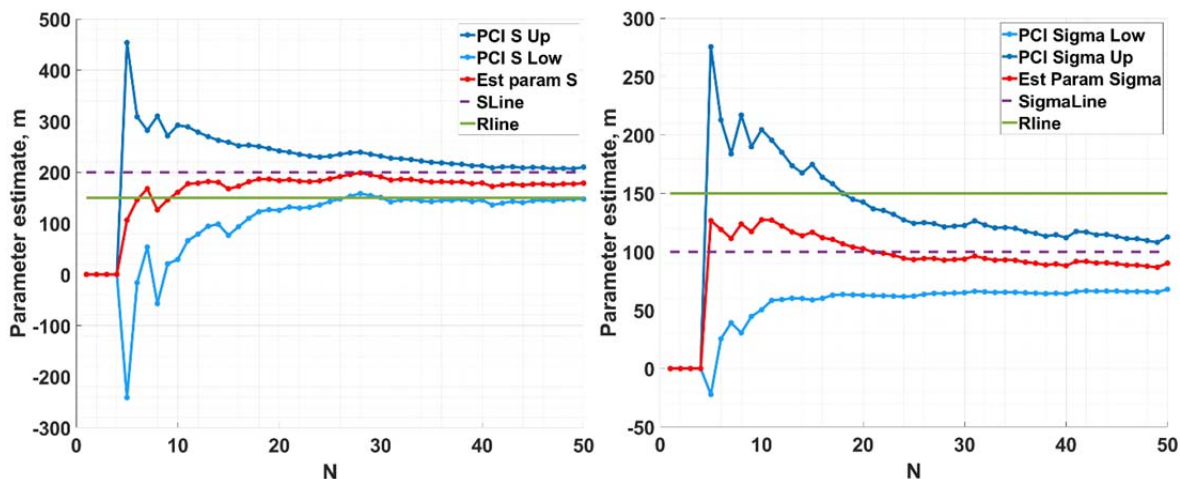


Fig. 4. Graphs for the estimate of the Rice distribution parameters for the input values $s = 200$, $\sigma = 100$

processor), to ensure ADS-B data validation. Compared to implementing up-to-date surveillance radars (for example, AORL-1 AS), it will yield savings of approximately 120–150 million rubles for each aerodrome.

Discussion of the obtained results

The position determination error is computed relatively a point of extrapolation of aircraft coordinates, i.e., relatively the center of the gate area. For the given benchmark cases, under the

assumption concerning the equality of errors along the axes of the Cartesian coordinates, it is feasible to apply the Rayleigh and Rice distributions. However, in practice, there are more plausible situations going beyond the scope of the considered. Errors along the Ox - and Oy -axis can be distinguished, notably substantially. Thus, in case of an insignificant pilot's error, a substantial navigational error can occur, i.e., ME equals zero, navigation MSE do not equal each other: $m = 0$, $\sigma_x \neq \sigma_y$. In that event, the error of aircraft positioning has the Hoyt distribution (Nakagami-Q) [17, 23, 24]:

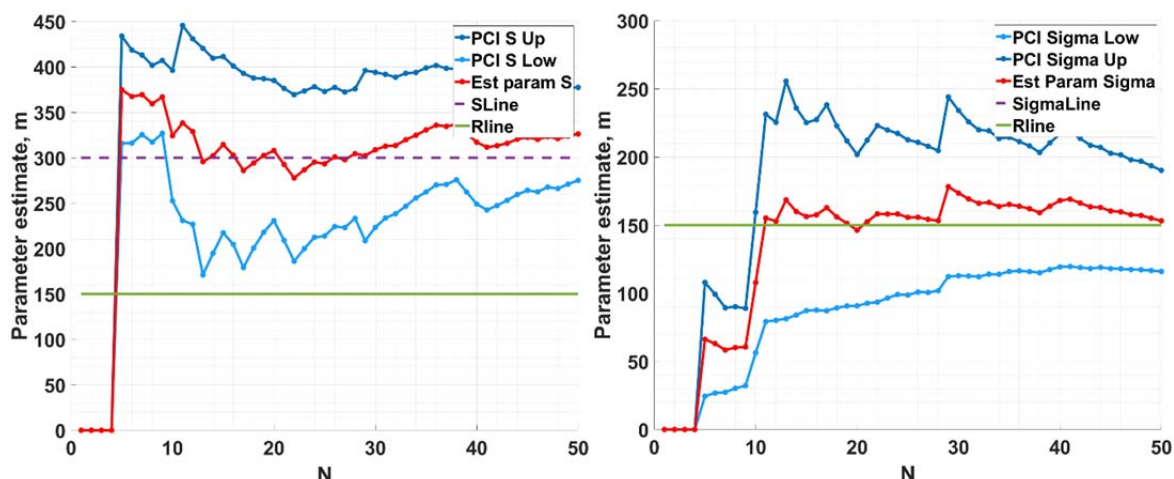


Fig. 5. Graphs for the estimate of the Rice distribution parameters for the input values $s = 300$, $\sigma = 150$

$$w\{r\} = \frac{r}{\sigma_x \sigma_y} \exp \left[-\frac{r^2}{4} \left(\frac{1}{\sigma_x^2} + \frac{1}{\sigma_y^2} \right) \right] I_0 \left[\frac{r^2}{4} \left(\frac{1}{\sigma_x^2} - \frac{1}{\sigma_y^2} \right) \right]. \quad (7)$$

Another scenario is possible in-flight when there is a significant deviation from the FPR (ME does not equal zero) and the navigation MSE inequality $\sigma_x \neq \sigma_y$. In this case, an error of aircraft positioning has the Beckmann distribution [20].

The distribution laws of Rayleigh, Rice and Hoyt are the specific cases of the Beckmann distribution. Thus, the probability of the aircraft position in an area of gate can be computed using the Beckmann distribution as the given distribution comprises all the plausible benchmark cases for the distribution of aircraft positioning error. The development of models for the parameter estimate of the Hoyt and Beckmann distributions for the ADS-B data validation by the gating technique is the subject for further research.

Conclusion

The paper considers the algorithmic technique of the ADS-B data validation based on gating. Errors of determining coordinates were found relatively the point of extrapolation which

is the center of gate. Three simplest benchmark cases, which might occur when determining the aircraft position by ADS-B, were considered. The algorithm of the derived data validation was proposed. The estimate based on the Rayleigh distribution is obtained in the first phase. If the parameter b does not exceed the bounds of the tolerance limits, a conclusion concerning ADS-B data validity (the first benchmark case) is drawn up. If an error exceeds the bounds of the tolerance limits, the estimate is obtained via the use of the Rice distribution. If not tolerated significant pilot's errors with allowable navigation errors (the second benchmark case) are detected, a conclusion concerning ADS-B data validity is drawn up, the ATC obtains a message about the aircraft deviation from the FPR. If not tolerated significant pilot's and navigation errors are detected, the ATC obtains the ADS-B data-not-valid message and the necessity to use other ATC procedures. The results of simulation established that during the estimate based on the Rayleigh distribution, it is sufficient to accumulate 15–20 measurements, which, under the transmission of 2 messages per second and provided that ADS-B equipment operates normally,

will take 8–10 s. During the estimate based on the Rice distribution, the accumulation of 25–30 measurements is sufficient, which will take 13–20 s.

The practical research importance is that it is possible to employ the gating technique for ADS-B data validation without the necessity to validate with the aid of SSR or ML. It will enable regional airports with the low intensity of air traffic to replace exhausted life-span radars for ADS-B ground stations (with upgraded software), which will yield considerable savings.

References

1. Kožović, D.V., Đurđević, D.Ž., Dinulović, M.R., Milić, S., Rašuo, B.P. (2023). Air traffic modernization and control: ADS-B system implementation update 2022: a review. *FME Transactions*, vol. 51, no. 1, pp. 117–130. DOI: 10.5937/fme2301117K
2. Rozel, M., Gonçalves, N., Reygrobellet, A., Bruneel, P. (2022). Construction of a radar cross-section database using ADS-B data from the OpenSky network. In: *Engineering Proceedings*, vol. 28 (1), no. 4, pp. 1–10. DOI: 10.3390/engproc2022028004
3. Mba Andeme, J.M.N., Liu, Q., Hadi, A. (2021). FAA Transition Away from Radar and Towards ADS-B Aircraft Communication-Based on Accuracy. *Data Mining and Big Data. DMBD 2021. Communications in Computer and Information Science*, vol. 1454, pp. 358–374. DOI: 10.1007/978-981-16-7502-7_35
4. Kalintsev, A., Rubtsov, E., Povarenkin, N. (2023). Application of ADS-B for providing surveillance at civil aviation regional aerodromes. In: *Proceedings of 10th International Conference on Recent Advances in Civil Aviation. Lecture Notes in Mechanical Engineering*, in Gorbachev, O.A., Gao, X., Li, B. (eds). Springer, Singapore, pp. 371–382. DOI: 10.1007/978-981-19-3788-0_33
5. Levin, D.V., Parshutkin, A.V., Timoshenko, A.V. (2022). Reliability of target selection in the network of geographically separated radar stations in joint processing of radar information in the conditions of relayed interference. *Information and Control Systems*, no. 3 (118), pp. 55–66. DOI: 10.31799/1684-8853-2022-3-55-66 (in Russian)
6. Zhou, H., Dong, C., Wu, R., Xu, X., Guo, Z. (2021). Feature fusion based on Bayesian decision theory for radar deception jamming recognition. *IEEE Access*, no. 9, pp. 16296–16304. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3052506 (accessed: 08.12.2022).
7. Akhmedov, R.M., Bibutov, A.A., Vasiliev, A.V. et al. (2004). Automated air traffic control systems: New information technologies in aviation: Tutorial. St. Petersburg: Politekhnik, 446 p. (in Russian)
8. Bogatyuk, A.S., Vitushkin, V.V., Zatuchnyy, D.A. (2018). Algorithms for identifying various navigation errors during an aircraft flight based on the integrated use of information. *Transactions of the International Symposium on Reliability and Quality*, vol. 1, pp. 287–290. (in Russian)
9. Kalintsev, A.S., Rubtsov, E.A., Plyasovskih, A.P. (2021). Confirmation of ADS-B data in the aerodrome traffic zone by gating method. *T-Comm*, vol. 15, no.7, pp. 39–49. DOI: 10.36724/2072-8735-2021-15-7-39-49 (in Russian)
10. Ventzel, E.S., Ovcharov, L.A. (2000). Probability theory and its engineering applications. 2nd ed. ster. Moscow: Vyshaya shkola, 480 p. (in Russian)
11. Sherstneva, A.A. (2020). Parameters estimation of one-dimension and two-dimension distribution of random variables. *Vestnik NOVSU*, no. 5 (121), pp. 63–67. DOI: 10.34680/2076-8052.2020.5(121).63-67 (in Russian)
12. Oblakova, T.V., Zubarev, K.M., Salnikova, A.A., Shinakov, D.S. (2022). Mathematical and engineering examples of random variable distribution law in DLS Nomotex. *Dnevnik Nauki*, no. 12 (72), ID: 58. DOI: 10.51691/2541-8327_2022_12_29 (in Russian)
13. Perov, A.I. (2003). Statistical theory of radio engineering systems: Tutorial for Universi-

ties. Moscow: Radiotekhnika, 400 p. (in Russian)

14. Pitsyk, V.V., Sukhoverkhova, L.V., Dmitriev, S.A. (2020). Model for assessing the accuracy of controlling the robotic complex using Rayleigh's right truncated distribution. *Fire and Emergencies: Prevention, Elimination*, no. 1, pp. 54–59. DOI: 10.25257/FE.2020.1.54-59 (in Russian)

15. Pakhotin, V.A., Vlasova, K.V., Bogach, M.V., Bessonov, V.A. (2022). Separate detection of signals in radiolocation. *Digital signal processing and its applications (DASPA-2022)*. Moscow: RNTORES imeni A.S. Popova, vol. XXIV, pp. 192–196. (in Russian)

16. Yakovleva, T.V. (2020). Stable character of the rice statistical distribution: the theory and application in the tasks of the signals' phase shift measuring. *Computer research and modeling*, vol. 12, no. 3, pp. 475–485. DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-3-475-485 (in Russian)

17. Das, D., Subadar, R. (2019). Performance analysis of QAM for L-MRC receiver with estimation error over independent Hoyt fading channels. *AEU-International Journal of Electronics and Communications*, vol. 107, pp. 15–20. DOI: 10.1016/j.aeue.2019.05.005

18. Jia, H., Zhong, J., Janardhanan, M.N., Chen, G. (2020). Ergodic capacity analysis for FSO communications with UAV-equipped IRS in the presence of pointing error. In: *2020 IEEE 20th International Conference on Communication Technology (ICCT)*, pp. 949–954. DOI: 10.1109/ICCT50939.2020.9295740

19. Simon, M.K., Alouini, M.-S. (2000). Digital communication over fading channels. A unified approach to performance analysis. John Wiley & Sons, 546 p.

20. Beckmann, P. (1972). Statistical distribution of the amplitude and phase of multiply scattered field. *Journal of Research of the National Bureau of Standards*, vol. 66D, no. 3, pp. 231–240.

21. Al-Hmood, H., Al-Raweshidy, H. (2019). Performance analysis of physical-layer security over fluctuating Beckmann fading chan-

nels. *IEEE Access*, vol. 7, pp. 119541–119556. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2937631 (accessed: 08.12.2022).

22. Sawicki, D. (2021). Microfacet distribution function: To change or not to change, that is the question. In: *Proceedings of the 16th International Conference on Computer Graphics Theory and Applications (VISIGRAPP 2021)*, vol. 1, pp. 209–220. DOI: 10.5220/0010252702090220

23. Shawkat, S.B., Md. Mazid-Ul-Haque, Md. Sohikul, Sarker, B. (2020). Fundamental capacity analysis for identically independently distributed Nakagami-Q Fading. *International Journal of Advanced Computer Science and Applications*, vol. 11, no. 9, pp. 659–663. DOI: 10.14569/ijacsa.2020.0110978

24. Md. Mazid-Ul-Haque, Md. Islam, S. (2020). Data rate limit in low and high SNR regime for Nakagami-Q Fading Wireless Channel. *International Journal of Advanced Computer Science and Applications*, vol. 11, no. 7, pp. 636–641. DOI: 10.14569/IJACSA.2020.0110776

Список литературы

1. Kožović D.V. Air traffic modernization and control: ADS-B system implementation update 2022: a review / D.V. Kožović, D.Ž. Đurđević, M.R. Dinulović, S. Milić, B.P. Rašuo // *FME Transactions*. 2023. Vol. 51, no. 1. Pp. 117–130. DOI: 10.5937/fme2301117K

2. Rozel M. Construction of a radar cross-section database using ADS-B data from the OpenSky network / M. Rozel, N. Gonçalves, A. Reygrobelle, P. Bruneel // *Engineering Proceedings*. The Netherlands, Delft, 10–11 November 2022. Vol. 28 (1), no. 4. Pp. 1–10. DOI: 10.3390/engproc2022028004

3. Mba Andeme J.M.N., Liu Q., Hadi A. FAA Transition away from radar and towards ADS-B aircraft communication-based on accuracy // *Data Mining and Big Data. DMBD 2021. Communications in Computer and Information Science*. 2021. Vol. 1454. Pp. 358–374. DOI: 10.1007/978-981-16-7502-7_35

4. **Kalintsev A., Rubtsov E., Povarenkin N.** Application of ADS-B for providing surveillance at civil aviation regional aerodromes // Proceedings of 10th International Conference on Recent Advances in Civil Aviation. Lecture Notes in Mechanical Engineering, in O.A. Gorbachev, X. Gao, B. Li (eds). Springer, Singapore, 2023. Pp. 371–382. DOI: 10.1007/978-981-19-3788-0_33

5. **Левин Д.В., Паршуткин А.В., Тимошенко А.В.** Достоверность селекции целей в сети разнесенных радиолокационных станций при совместной обработке радиолокационной информации в условиях ретранслированных помех // Информационно-управляющие системы. 2022. № 3 (118). С. 55–66. DOI: 10.31799/1684-8853-2022-3-55-66

6. **Zhou H.** Feature fusion based on Bayesian decision theory for radar deception jamming recognition / H. Zhou, C. Dong, R. Wu, X. Xu, Z. Guo [Электронный ресурс] // IEEE Access. 2021. No. 9. Pp. 16296–16304. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3052506 (дата обращения: 08.12.2022).

7. **Ахмедов Р.М., Бибутов А.А., Васильев А.В. и др.** Автоматизированные системы управления воздушным движением: новые информационные технологии в авиации: учеб. пособие. СПб.: Политехника, 2004. 446 с.

8. **Богатюк А.С., Витушкин В.В., Затучный Д.А.** Алгоритмы выявления различных навигационных погрешностей во время полета воздушного судна на основе комплексного использования информации // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2018. Т. 1. С. 287–290.

9. **Калинцев А.С., Рубцов Е.А., Плясовских А.П.** Подтверждение данных АЗН-В в аэродромной зоне методом стробирования // Т-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2021. Т. 15, № 7. С. 39–49. DOI: 10.36724/2072-8735-2021-15-7-39-49

10. **Вентцель Е.С., Овчаров Л.А.** Теория вероятностей и ее инженерные приложения. 2-е изд., стер. М.: Высшая школа, 2000. 480 с.

11. **Шерстнева А.А.** Оценка параметров одномерного и двумерного распределения случайных величин // Вестник Новгородского государственного университета им. Ярослава Мудрого. 2020. № 5 (121). С. 63–67. DOI: 10.34680/2076-8052.2020.5(121).63-67

12. **Облакова Т.В.** Математические и инженерные примеры законов распределений случайных величин в ЦОС Nomotex / Т.В. Облакова, К.М. Зубарев, А.А. Сальникова, Д.С. Шинаков [Электронный ресурс] // Дневник науки. 2022. № 12 (72). ID: 58. DOI: 10.51691/2541-8327_2022_12_29 (дата обращения: 08.12.2022).

13. **Перов А.И.** Статистическая теория радиотехнических систем: учеб. пособие для вузов. М.: Радиотехника, 2003. 400 с.

14. **Пицык В.В., Суховерхова Л.В., Дмитриев С.А.** Модель оценки точности управления робототехническим комплексом с использованием усеченного справа распределения Рэлея // Пожары и чрезвычайные ситуации: предотвращение, ликвидация. 2020. № 1. С. 54–59. DOI: 10.25257/FE.2020.1.54-59

15. **Пахотин В.А.** Раздельное обнаружение сигналов в радиолокации / В.А. Пахотин, К.В. Власова, М.В. Богач, В. Бессонов // Цифровая обработка сигналов и ее применение (DSPA-2022): сборник трудов 24-й Международной конференции. Москва, 30 марта – 01 апреля 2022 г. М.: РНТОРЭС им. А.С. Попова, 2022. Т. XXIV. С. 192–196.

16. **Яковлева Т.В.** Свойство устойчивости статистического распределения Райса: теория и применение в задачах измерения фазового сдвига сигналов // Компьютерные исследования и моделирование. 2020. Т. 12, № 3. С. 475–485. DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-3-475-485

17. **Das D., Subadar R.** Performance analysis of QAM for L-MRC receiver with estimation error over independent Hoyt fading channels // AEU-International Journal of Electronics and Communications. 2019. Vol. 107. Pp. 15–20. DOI: 10.1016/j.aeue.2019.05.005

18. Jia H. Ergodic capacity analysis for FSO communications with UAV-equipped IRS in the presence of pointing error / H. Jia, J. Zhong, M.N. Janardhanan, G. Chen // 2020 IEEE 20th International Conference on Communication Technology (ICCT), 2020. Pp. 949–954. DOI: 10.1109/ICCT50939.2020.9295740

19. Simon M.K., Alouini M.-S. Digital communication over fading channels. A unified approach to performance analysis. John Wiley & Sons, 2000. 546 p.

20. Beckmann P. Statistical distribution of the amplitude and phase of multiply scattered field // Journal of Research of the National Bureau of Standards. 1972. Vol. 66D, no. 3. Pp. 231–240.

21. Al-Hmood H., Al-Raweshidy H. Performance analysis of physical-layer security over fluctuating Beckmann fading channels [Электронный ресурс] // IEEE Access. 2019. Vol. 7. Pp. 119541–119556. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2937631 (дата обращения: 08.12.2022).

22. Sawicki D. Microfacet distribution function: To change or not to change, that is the question // Proceedings of the 16th International Conference on Computer Graphics Theory and Applications (VISIGRAPP 2021), 2021. Vol. 1. Pp. 209–220. DOI: 10.5220/0010252702090220

23. Shawkat S.B. Fundamental capacity analysis for identically independently distributed Nakagami-Q Fading / S.B. Shawkat, Md. Mazid-Ul-Haque, Md. Sohikul, B. Sarker // International Journal of Advanced Computer Science and Applications. 2020. Vol. 11, no. 9. Pp. 659–663. DOI: 10.14569/ijacsa.2020.0110978

24. Md. Mazid-Ul-Haque, Md. Islam S. Data rate limit in low and high SNR regime for Nakagami-Q Fading Wireless Channel // International Journal of Advanced Computer Science and Applications. 2020. Vol. 11, no. 7. Pp. 636–641. DOI: 10.14569/IJACSA.2020.0110776

Information about the authors

Evgeny A. Rubtsov, Candidate of Technical Sciences, Specialist of the Scientific and Educational Center of Air Transport, Russian University of Transport (MIIT), rubtsov.rut.miit@gmail.com.

Sergey A. Kudryakov, Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher, Director of the Scientific and Educational Center of Air Transport, Russian University of Transport (MIIT), psi_center@mail.ru.

Iakov M. Dalinger, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Vice-Rector of the Russian University of Transport (MIIT), iakovdalinger@gmail.com.

Andrey S. Kalintsev, Radio Navigation, Radio Location and Communication Engineer, Arkhangelsk Air Traffic Management Center, North-West Air Navigation Branch, FSUE “State Air Traffic Management Corporation of the Russian Federation”, kas4job@gmail.com.

Сведения об авторах

Рубцов Евгений Андреевич, кандидат технических наук, специалист научно-образовательного центра воздушного транспорта Российского университета транспорта (МИИТ), rubtsov.rut.miit@gmail.com.

Кудряков Сергей Алексеевич, доктор технических наук, старший научный сотрудник, директор научно-образовательного центра воздушного транспорта Российского университета транспорта (МИИТ), psi_center@mail.ru.

Далингер Яков Михайлович, кандидат технических наук, доцент, проректор Российского университета транспорта (МИИТ), iakovdalinger@gmail.com.

Калинцев Андрей Сергеевич, инженер по радионавигации, радиолокации и связи, Архангельский центр ОВД филиала «Аэронавигация Северо-Запада» ФГУП «Государственная корпорация по организации воздушного движения в Российской Федерации», kas4job@gmail.com.

Поступила в редакцию	22.03.2023	Received	22.03.2023
Одобрена после рецензирования	20.04.2023	Approved after reviewing	20.04.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023

МАШИНОСТРОЕНИЕ

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

УДК 629.7.023+004.052.42

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-64-76

Анализ адекватности результатов конечно-элементного моделирования фюзеляжа в зоне большого выреза

А.В. Болдырев¹, М.В. Павельчук¹

¹*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара, Россия*

Аннотация: Рассматриваются вопросы обеспечения достоверности конечно-элементных моделей (КЭМ) фюзеляжа в зоне выреза под люк на ранних стадиях проектирования летательного аппарата. Сформулированы цель и задачи исследования. Для оценки достоверности математических моделей подобраны объекты, имеющие эталоны. Обсуждаются методы экспериментальных исследований и средства измерений. Приводятся результаты сравнительного анализа численного эксперимента с аналитическими решениями и данными натурных экспериментов. Для валидации КЭМ конструкций определены проверяемые характеристики и типы их проверки. Результаты исследования содержат обсуждение влияния подробности конечно-элементной сетки на коэффициент концентрации напряжений, адекватности моделирования поля напряжений и деформаций в окрестности выреза, учета нелинейности в расчетах на прочность конструкций с концентрацией напряжений. Особое внимание в работе уделено анализу моделирования каркасированной цилиндрической оболочки с большим прямоугольным вырезом, для которой выполнены натурные испытания сотрудниками ЦАГИ. Анализируются деформации силовых шпангоутов, ограничивающих вырез в цилиндрической оболочке, касательные и эквивалентные напряжения в обшивке, нормальные напряжения в стрингерах на пересечении с силовым шпангоутом, смещения сечений шпангоутов в контрольных точках. По результатам исследования сформулированы рекомендации для моделирования тонкостенных конструкций фюзеляжа в зоне большого выреза, обеспечивающие выполнение расчетов с инженерной точностью.

Ключевые слова: оценка достоверности, окантовка выреза, люк, концентратор напряжений, численный эксперимент, аналитическое решение, натурный эксперимент.

Для цитирования: Болдырев А.В., Павельчук М.В. Анализ адекватности результатов конечно-элементного моделирования фюзеляжа в зоне большого выреза // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 64–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-64-76

Analysis of the results adequacy of the fuselage finite-element modeling in the vicinity of a large cutout

A.V. Boldyrev¹, M.V. Pavelchuk¹

¹*Samara National Research University named after S.P. Korolev (Samara University),
Samara, Russia*

Abstract: The issues of ensuring the reliability of the finite element models (FEM) of the fuselage in the hatch cutout zone are considered at the early aircraft design stages. The purpose and tasks of research are formulated. To assess the reliability of mathematical models, the objects with standards were selected. The methods of experimental research and measuring instruments

are discussed. The results of a comparative analysis of the numerical experiment with analytical solutions and full-size experiments data are presented. For the validation of FEM structures, the checkable characteristics and types of their verification are determined. The results of this research contain a discussion of the impact of finite element mesh details on a stress concentration factor, an adequacy of modeling the stress and strain field in the vicinity of the cutout and taking into account a nonlinearity in strength calculations of structures with stress concentration. This paper focuses on the analysis of modeling a framed cylindrical shell with a large rectangular cutout, for which full-size tests were conducted by TSAGI researchers. Strains of strong frames, limiting the cutout in a cylindrical shell, shearing and equivalent stress in the skin, normal stresses in stringers at the intersection with the strong frame, displacements of strong frames cross-sections at test points are analyzed. Based on the results of this research, the recommendations for modeling thin-walled fuselage structures in the vicinity of a large cutout, ensuring the performance of calculations with engineering accuracy were formulated.

Key words: validity estimation, edge former of cutout, hatch, stress concentration, numerical experiment, analytical solution, full-size experiment.

For citation: Boldyrev, A.V., Pavelchuk, M.V. (2023). Analysis of the results adequacy of the fuselage finite-element modeling in the vicinity of a large cutout. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 64–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-64-76

Введение

Фюзеляжи летательных аппаратов оснащаются люками различных размеров. Большие вырезы в конструкции фюзеляжа нарушают регулярность каркаса, приводят к появлению деформации сечений, существенных изгибающих моментов вдоль контуров вырезов и концентраторов напряжений в элементах конструкции. Необходимость достоверного исследования этих эффектов предъявляет специфические требования к параметрам функциональных математических моделей, разрабатываемых уже на ранних стадиях проектирования летательных аппаратов.

В проектировании авиационной техники важной задачей является отыскание рациональной окантовки фюзеляжа в зоне выреза под люк¹. На весовую эффективность упругой системы в этой зоне влияет выбор силовой схемы конструкции [1, 2], формируемой на основе топологической оптимизации с учетом требований прочности, жесткости, устойчивости и ресурса [3–5]. Подробное исследование области поиска в итерационном процессе оптимизации возможно на основе достижения компромисса между точностью и эффективностью расчетов переменных состояния конструкции, выполняемых на математических моделях.

В настоящей статье рассматриваются вопросы обеспечения достоверности конечно-элементных моделей (КЭМ) фюзеляжей в зонах больших вырезов. Численные расчеты проведены в программной среде NASTRAN [6].

Методы и методология исследования

Цель исследования – проверить адекватность математического моделирования цилиндрических оболочек типа «фюзеляж» в зоне большого выреза, сформулировать рекомендации по разработке КЭМ подобных конструкций. Сущность проводимого эксперимента заключается в сравнении результатов, полученных на математических моделях специально подобранных объектов, с эталонами.

Задачи анализа достоверности математических моделей, решаемые в работе:

- 1) исследовать влияние подробности сетки модели на коэффициент концентрации напряжений K_σ [7, 8] на контуре выреза в КЭМ и определить точность полученных результатов;
- 2) оценить адекватность моделирования поля напряжений и деформаций в окрестности выреза;
- 3) проверить целесообразность учета нелинейного поведения конструкции в зоне большого выреза.

¹ МС-21 – передовые технологии, воплощенные в самолет // Крылья Родины. 2016. № 6. С. 10–23.

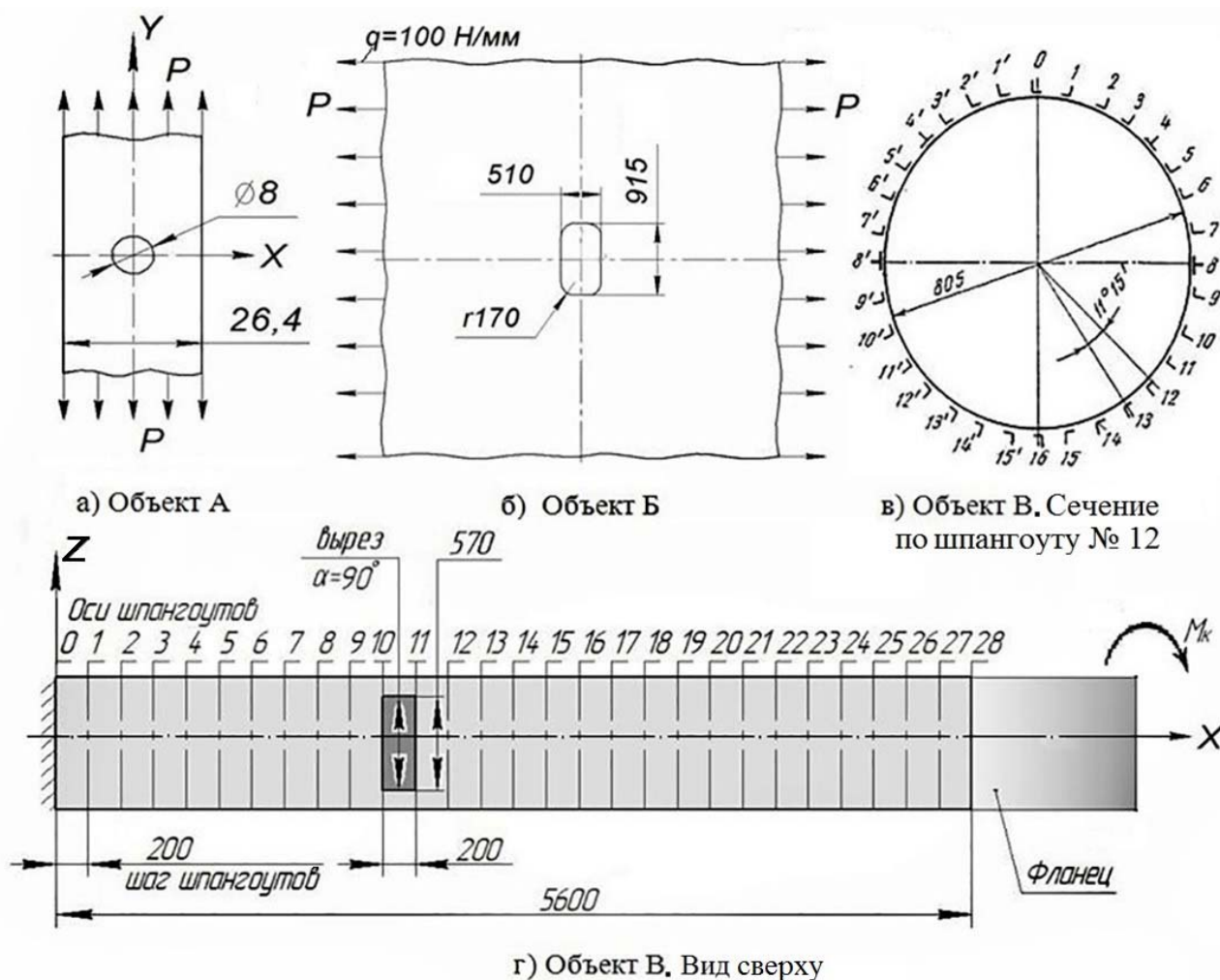


Рис. 1. Исследуемые объекты для оценки достоверности математических моделей фюзеляжа в зоне выреза
Fig. 1. Objects under study to assess the reliability of the mathematical fuselage models in the vicinity of a cutout

Объекты исследования, имеющие эталоны, выбраны с использованием принципа «от простого к сложному»:

А – бесконечная полоса с круглым отверстием [7, 8];

Б – бесконечная пластина с большим прямоугольным отверстием с закругленными углами [9], размеры отверстия подобраны с учетом рекомендаций С.М. Егера [10] для проектирования аварийного выхода магистрального пассажирского самолета [11]. Пластина считается «бесконечной», если ширина растянутой полосы превышает пятикратный размер диаметра отверстия [8];

В – каркасированная цилиндрическая оболочка типа «фюзеляж» с большим прямоугольным вырезом [12].

Характеристики исследуемых объектов представлены на рис. 1.

В настоящем исследовании результаты численного моделирования объекта А сравниваются с данными натурного эксперимента [7], а также с известным теоретическим решением [8].

Эталоном для объекта Б является точное аналитическое решение [9].

Объект В исследуется на случай нагружения крутящим моментом. Результаты численных расчетов сравниваются с данными натурного эксперимента, выполненного в ЦАГИ [12]. Выбор расчетного случая нагружения конструкции объясняется тем, что каркасированная оболочка, имеющая на участке выреза незамкнутое поперечное се-

чение, характеризуется низкой жесткостью на кручение, большими градиентами деформаций и внутренних усилий.

Методы исследования

1. Методы натурного эксперимента

1.1. *Метод фотоупругости.* Данный метод обладает достаточной точностью, простотой и наглядностью [13]. Метод фотоупругости эффективно используется при определении концентрации напряжений на прозрачных моделях в зоне отверстий для тонких пластин, изготовленных из изотропных материалов с высокой оптической чувствительностью [14]. Метод применяется для исследования объекта А.

1.2. *Метод тензометрии.* Тензометрический метод измерения деформаций подробно рассмотрен в [13]. Он применяется для исследования объекта В. Согласно методике натурного эксперимента [12] при исследовании опытной каркасированной цилиндрической оболочки проводится измерение деформаций стрингеров и обшивки с использованием проволочных тензометров. Опытная оболочка с вырезом содержит 630 тензометров. Для анализа поведения стрингеров используются тензодатчики ДК-25, для обшивки с обеих сторон применяются тензодатчики типа ДК-10. При нагружении опытной оболочки регистрация показаний тензодатчиков осуществляется с использованием электронных измерителей деформаций ЭИД-1, ЭИД-3. В результате проведения испытаний измеренные в определенных элементах конструкции нормальные и касательные напряжения усреднялись.

2. Методы модельного эксперимента

2.1. *Аналитический метод.* В работе [9] на основе статистической обработки данных из литературных источников получены уравнения для определения $K\sigma$. Погрешность аппроксимации уравнений [9] не превышает 5 %. Метод применяется для исследования объекта Б.

2.2. *Численный метод.* Численный анализ рассматриваемых объектов осуществляется

методом конечных элементов в среде системы NASTRAN [6]. Моделирование тонкостенных объектов А и Б, а также оболочки и стенок шпангоутов в объекте В осуществляется элементами PLATE. Моделирование поясов шпангоутов выполняется элементами ROD, стрингеров – элементами BEAM. Для измерения $K\sigma$ на контуре выреза в численных моделях применяется прием [15], который заключается в размещении вдоль длины контура выреза последовательности стержневых индикаторных элементов ROD малой жесткости. Для оболочечных элементов определение эквивалентных напряжений осуществляется по теории прочности Генки – Губера – Мизеса.

Результаты исследования

Оценка влияния подробности сетки на коэффициент концентрации напряжений

Объект А. Рассматривается равномерное растяжение вдоль оси Y с усилиями $P = 40,3$ Н/мм бесконечной полосы [7, 8], называемой далее пластиной. Пластина имеет толщину 6,05 мм и изготовлена из материала бакелит ВТ-61-893 со следующими характеристиками: модуль упругости $E = 4246,3$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0,365$.

Исследуется вопрос о влиянии сгущения сетки КЭМ на расчетные значения $K\sigma$. Степень подробности сетки оценивается на основе числа элементов вдоль контура отверстия N_b . Также оценивается минимально необходимое количество рядов конечных элементов правильной формы в зоне концентрации напряжений. Под правильной формой в плане в случае двумерных конечных элементов понимается квадрат, прямоугольник или близкие к ним фигуры [15]. На рис. 2 показаны результаты численных расчетов, теоретические и экспериментальные значения $K\sigma$.

Установлено, что для получения достоверных результатов в КЭМ необходимо обеспечить хотя бы один ряд конечных эле-

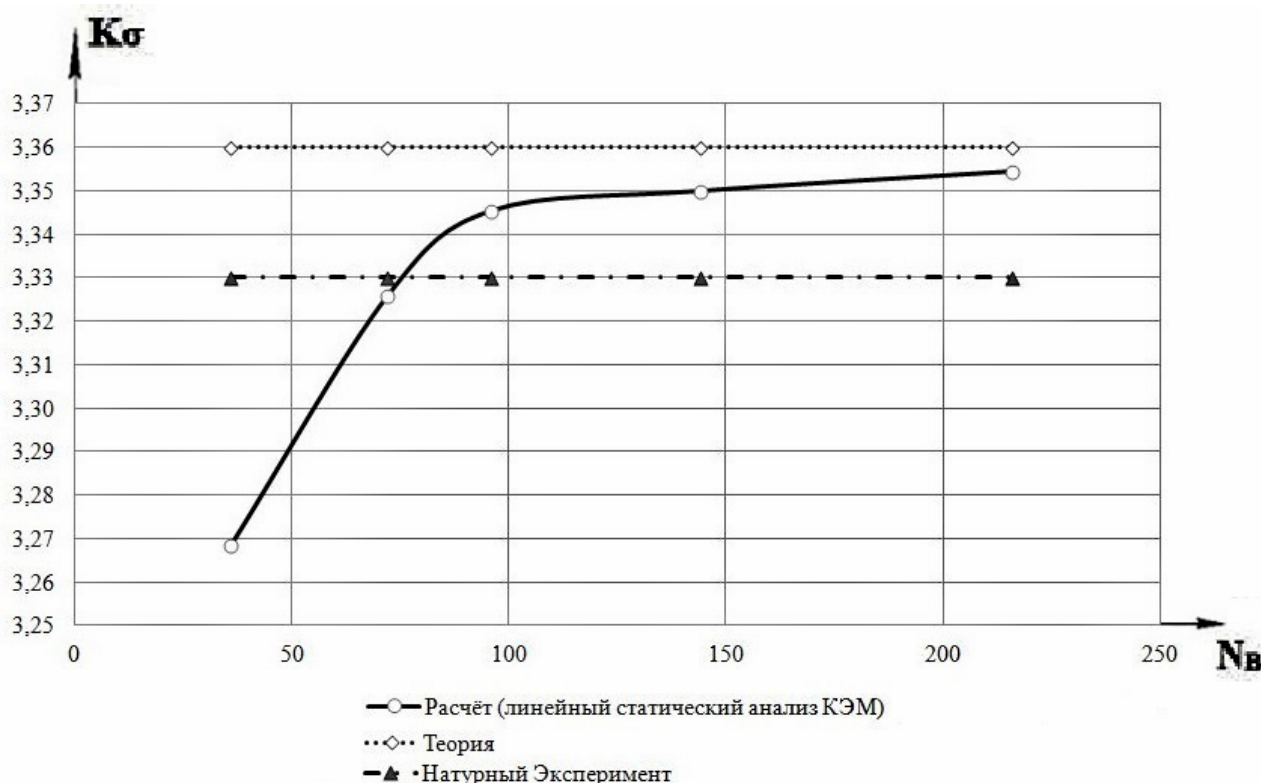


Рис. 2. Зависимость коэффициента концентрации напряжений K_σ на контуре выреза от числа элементов N_v для КЭМ с различной густотой сетки

Fig. 2. The dependence of the stress concentration factor K_σ on a cutout contour on the number of elements N_v for FEM with different mesh density

ментов правильной формы в зоне концентрации напряжений. Приемлемая точность расчетов достигается при использовании в КЭМ более 100 конечных элементов на контуре отверстия пластины. При выполнении этих условий наибольшая погрешность определения нормальных напряжений в элементах пластины составляет 3,7 %, а максимальных касательных напряжений – не более 5%.

Объект Б. Рассматривается растяжение бесконечной пластины толщиной $\delta = 1$ мм, содержащей прямоугольное отверстие с закругленными углами. Характеристики используемого конструкционного материала пластины: модуль Юнга $E = 70\,000$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$.

Значение K_σ для заданной пластины, найденное на основе аналитического решения по формулам [9], составляет 3,543. Численное значение K_σ на контуре отверстия на основе

линейного статического анализа КЭМ конструкции равно 3,799.

Далее исследуется вопрос о выборе числа рядов элементов правильной формы вокруг отверстия. Разница значений K_σ , полученных на КЭМ с одним и двумя рядами элементов правильной формы в зоне концентрации напряжений, составляет не более 0,1 %.

Оценка адекватности моделирования поля напряжений и деформаций в окрестности выреза

Объект А. Сравнивается качественный характер визуализации данных натурального эксперимента [7] с результатами численного решения. На рис. 3 показаны картины распределения наибольших касательных напряжений для интерференционных полос, полученных мето-

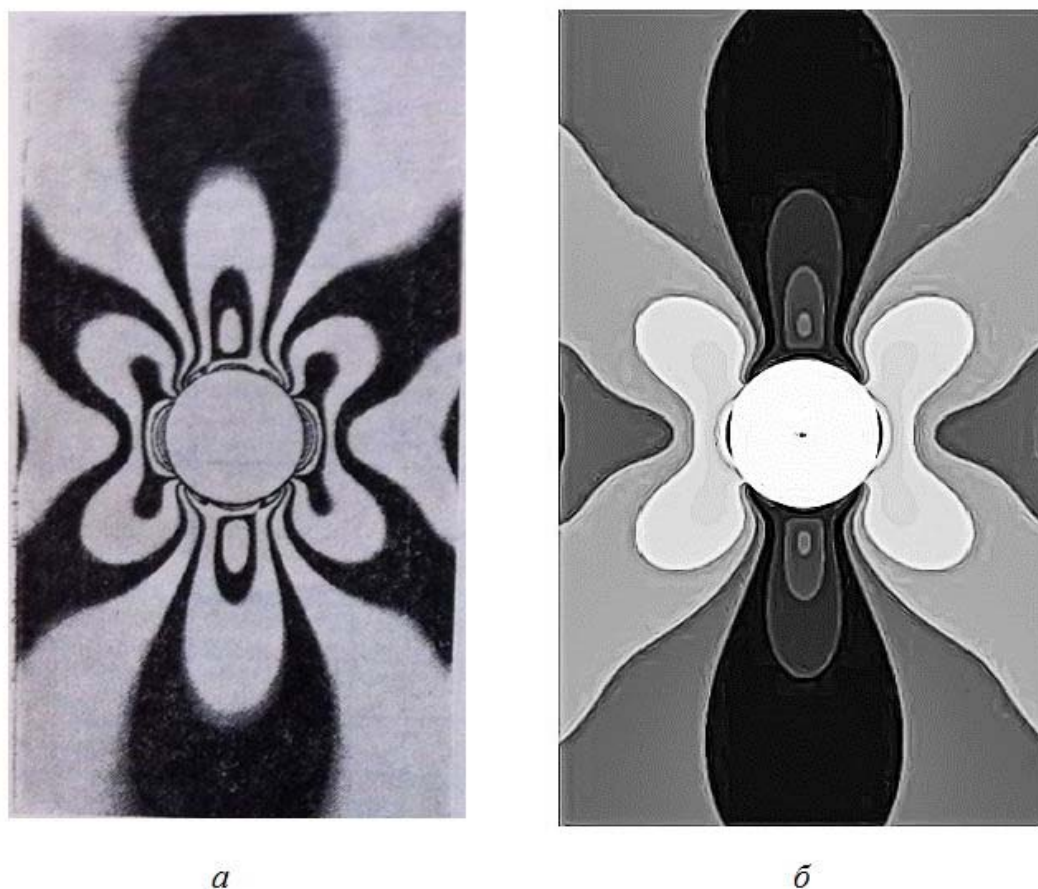


Рис. 3. Распределение наибольших касательных напряжений в объекте А:
а – натурный эксперимент – метод фотоупругости; *б* – КЭМ с $N_v = 216$

Fig. 3. Distribution of the maximum shear stresses in object A:
a – full-size experiment – photoelasticity method; *b* – FEM with $N_v = 216$

дом фотоупругости на бакелитовой модели [7, 8] и численного расчета КЭМ с $N_v = 216$.

Анализ картины результатов численного решения демонстрирует существенное визуальное сходство с картиной, полученной по данным натурного эксперимента на основе метода фотоупругости.

Объект В. Рассматривается цилиндрическая каркасированная оболочка, содержащая большой прямоугольный вырез, нагруженная крутящим моментом $M_x = 9,8 \text{ кН} \cdot \text{м}$. Опытная оболочка испытывается на экспериментальной установке ЦАГИ [12]. Натурный образец оболочки содержит обшивку, 27 шпангоутов и 32 стрингера, расположенных равномерно с внешней стороны оболочки. Через торцевой шпангоут θ осуществляется крепление карка-

сированной оболочки к силовой колонне, которая является заделкой. Нагружение оболочки на другом торцевом шпангоуте 28 производится через фланец крутящим моментом M_x , приложенным в виде пары сил.

В КЭМ конструкции характеристики материалов и свойства элементов задаются в соответствии с данными, представленными в [12].

В настоящем исследовании рассматриваются следующие вопросы.

- **Выбор подробности сетки КЭМ**

Разработаны варианты КЭМ с различной густотой сетки, характеризующиеся числом конечных элементов обшивки N_x вдоль одной шпации шпангоутов, как показано на рис. 4.

Наиболее точные результаты получены для КЭМ с сеткой $N_x = 12$, которая показана на рис. 5. Погрешность максимальных экви-

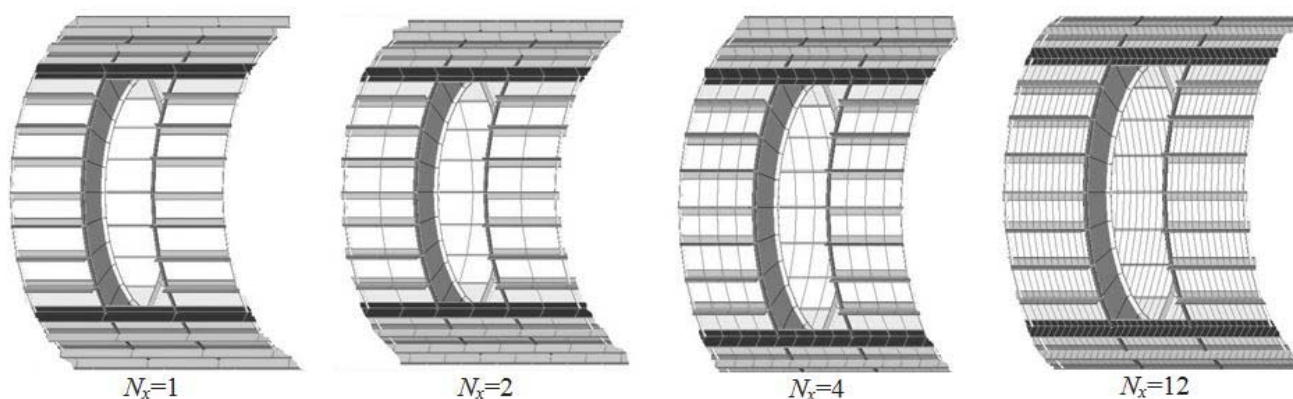


Рис. 4. Фрагменты КЭМ фюзеляжа в зоне большого выреза при $N_x = 1, 2, 4, 12$
Fig. 4. Fuselage FEM fragments in the large cutout zone at $N_x = 1, 2, 4, 12$

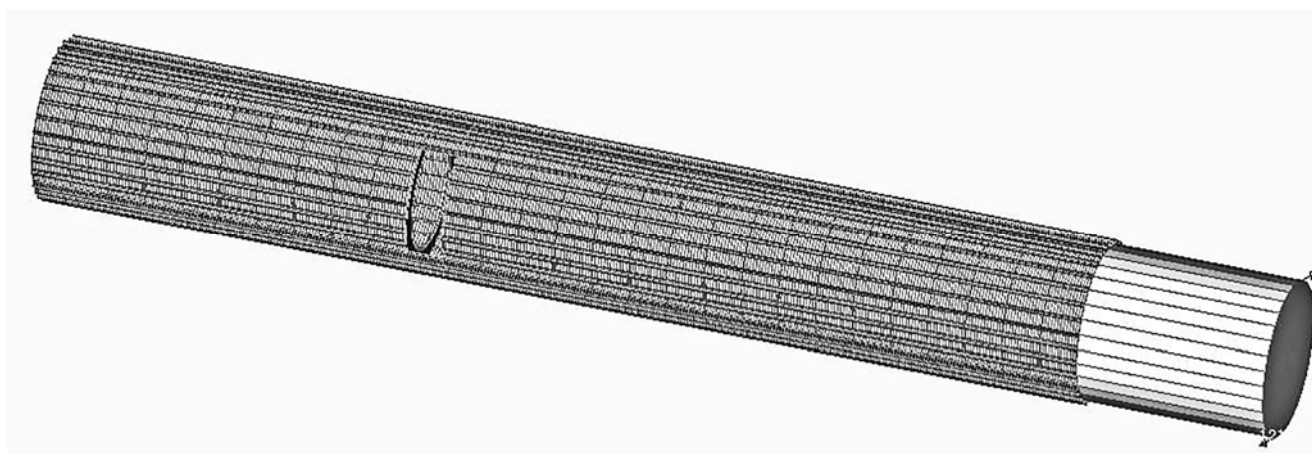


Рис. 5. КЭМ фюзеляжа в зоне большого выреза с сеткой $N_x = 12$
Fig. 5. Fuselage FEM in the large cutout zone with mesh $N_x = 12$

валентных напряжений в элементах обшивки этой модели составляет менее 5 %.

- *Анализ касательных напряжений в обшивке*

Рассматриваются элементы обшивки, расположенные вдоль продольного края выреза, ограниченного между стрингером-бимсом 4 и стрингером 5. Для КЭМ с $N_x = 12$ в наиболее нагруженном элементе обшивки численное значение касательного напряжения составляет 21,1 МПа. Экспериментальное значение для данного элемента составляет 23,34 МПа.

- *Анализ нормальных напряжений в стрингерах*

Экспериментальное значение нормального напряжения в стрингере-бимсе 4 на пере-

сечении с силовым шпангоутом 10 составляет 12,36 МПа. Для КЭМ с сеткой $N_x = 12$ расчетное значение в этом элементе составляет 13,12 МПа.

- *Оценка смещения сечений шпангоутов при измерении в экспериментальной точке*

Рассматриваются значения общих деформаций оболочки по сечениям шпангоутов. В эксперименте ЦАГИ с использованием индикаторов и угломеров по шпангоутам 0, 5, 10, 11, 14, 18, 20, 24 и 27 измеряются смещения сечений оболочки а в направлении оси Z, показанные на рис. 6. Для измерения смещений а в экспериментальных точках А, расположенных вдоль длины оболочки с ординатой $b = 440$ мм, применяется мессура.

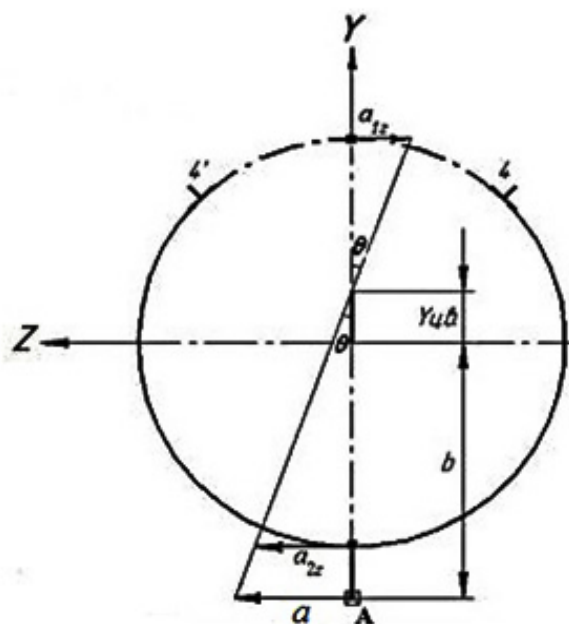


Рис. 6. Схема определения смещения a сечения оболочки в точке А
Fig. 6. The scheme for determining the displacement of a shell section at point A

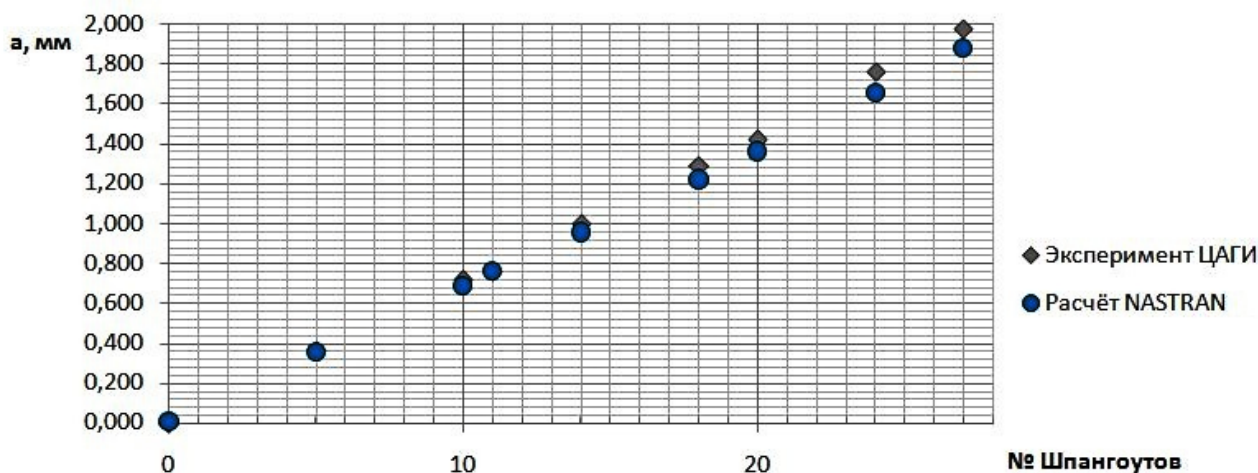


Рис. 7. Смещения a (мм) в экспериментальных точках А
Fig. 7. Displacements of a (mm) at experimental points A

В проведенном вычислительном эксперименте определяются величины смещения a_{1z} и a_{2z} , измеряемые в верхней и нижней точке сечения КЭМ. Эти смещения оболочки, опирающиеся на углы поворота θ сечений, применяются для вычисления величины смещения сечений a . Величина $Y_{ц.в.}$ характеризует ординату центра поворота рассматриваемого сечения оболочки.

На рис. 7 представлены смещения a в экспериментальных точках А, определенные в результате натурного эксперимента и численного расчета. Анализ результатов показывает, что максимальный разброс значений a при сравнении расчетных и экспериментальных значений в рассматриваемых сечениях оболочки не превышает 6,3 %.

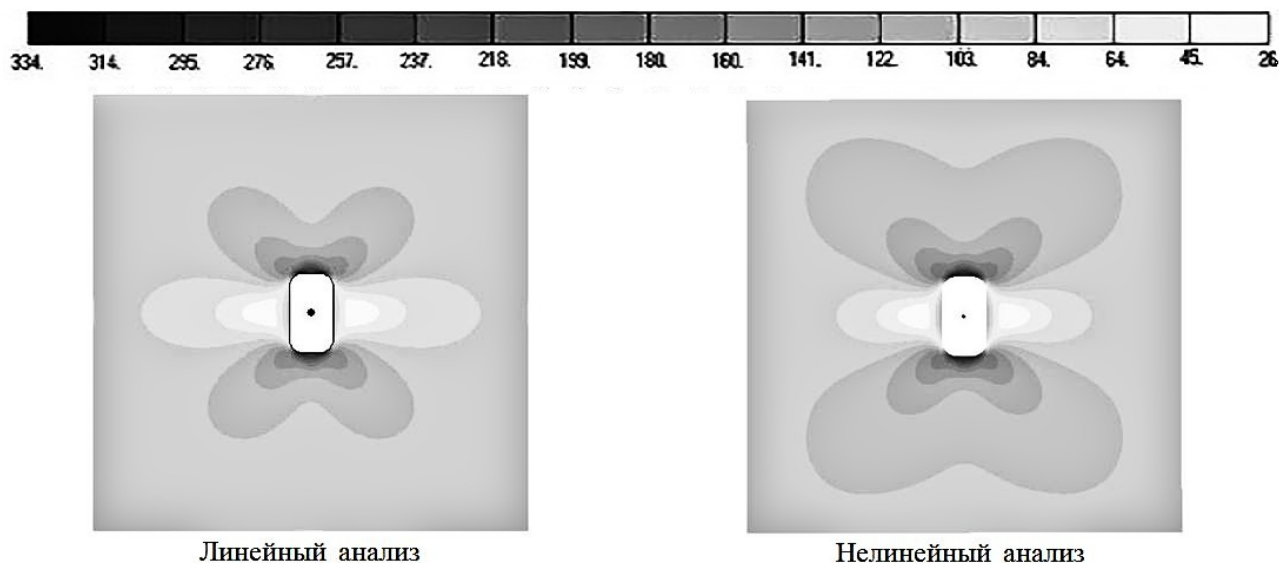


Рис. 8. Картины распределения эквивалентных напряжений в бесконечной пластине с большим прямоугольным отверстием с закругленными углами, МПа

Fig. 8. Pictures of the equivalent stress distribution in the infinite plate with a large rectangular rounded-corner hole, МПа

Учет нелинейности в расчетах на прочность конструкций с концентрацией напряжений

Объект Б. Задаются характеристики конструкционного материала: модуль Юнга $E = 70\,000$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$, предел текучести $\sigma_T = 294,2$ МПа [16].

На рис. 8 представлены картины распределения эквивалентных напряжений для линейного и нелинейного статического анализа объекта Б.

Качественный анализ картин на рис. 8 демонстрирует в нелинейном анализе существенно большее включение материала в силовую работу конструкции в отдалении от концентратора напряжения.

В ходе нелинейного статического анализа объекта Б получено значение K_σ равное 3,34.

Нелинейный расчет объекта Б, для которого отношение длины выреза к внешнему диаметру оболочки составляет 2,5, рассматривается в работе [17].

Подробные исследования, демонстрирующие необходимость проведения статического анализа нерегулярных конструкций с учетом физической и геометрической нелинейности,

представлены в [18]. Особенности нелинейного статического расчета конструкций на основе видов анализа Nonlinear Static и Advanced Nonlinear Static рассмотрены в работах [6, 19].

Обсуждение полученных результатов

В табл. 1 представлены результаты исследования объектов для оценки достоверности математических моделей тонкостенной КЭМ фюзеляжа в зоне больших вырезов. Используются следующие условные обозначения по типам проверок: СА – сравнение проверяемой характеристики с точным аналитическим решением, СН – сравнение с данными натурального эксперимента.

Проведенные исследования позволяют сформулировать следующие рекомендации для моделирования фюзеляжей в зонах вырезов под люк.

1. Для моделирования обшивки фюзеляжа вдоль контура выреза необходимо использовать хотя бы один ряд элементов правильной формы.

2. В КЭМ вдоль контура выреза целесообразно использовать не менее 150 конечных

Таблица 1
Table 1

Матрица валидации КЭМ конструкции с вырезом
Validation matrix for FEM of the structure with the cutout

Объект	Проверяемые характеристики	Тип проверки	Погрешность, ϵ , %
А. Пластина с круглым отверстием	К σ	СН	2,0
	Нормальное напряжение в элементах полосы	СН	3,7
	Максимальное касательное напряжение в элементах полосы	СН	5,0
Б. Пластина с прямоугольным отверстием	К σ (линейный анализ)	СА	6,7
	К σ (нелинейный анализ)	СА	5,7
В. Каркасированная цилиндрическая оболочка с большим прямоугольным вырезом	Эквивалентное напряжение в обшивке в наиболее нагруженном элементе	СН	0,7
	Максимальное касательное напряжение в обшивке в наиболее нагруженном элементе	СН	7,5
	Нормальное напряжение в стрингере-бимсе на пересечении с силовым шпангоутом	СН	6,1
	Смещение сечений шпангоутов	СН	6,3

элементов, что позволяет получить приемлемую точность расчетов при высокой вычислительной эффективности.

3. Для разбиения сеткой конечных элементов обшивки и стрингеров вдоль одной шпации шпангоутов фюзеляжа следует использовать не менее 12 конечных элементов.

4. В расчетах на прочность конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза необходимо учитывать возникающие эффекты физической и геометрической нелинейности.

Заключение

Исследование вопросов обеспечения достоверности математических моделей в настоящей статье позволяет выделить следующие основные результаты.

1. Разработана методика исследования достоверности моделирования конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза. Определены проверяемые характеристики и типы проверки для обеспечения адекватности КЭМ конструкций. Методика основывается на ана-

лизе специально подобранных модельных задач и результатах сравнения численных расчетов с аналитическими решениями и данными натурных испытаний конструкций.

2. Оценка достоверности показала хорошую согласованность экспериментальных и расчетных данных во всех рассмотренных случаях. Сформулированы рекомендации для адекватного функционального моделирования конструкций фюзеляжа в зоне выреза под люк. Выявлены нижние границы для значений параметров сетки КЭМ, позволяющие обеспечить достоверное моделирование рассмотренных объектов при минимальных вычислительных затратах. Знание этих ограничений особенно важно при разработке математических моделей конструкций для целей оптимального проектирования.

Список литературы

1. Болдырев А.В., Павельчук М.В., Синельникова Р.Н. Развитие методики топологической оптимизации конструкции фю-

зеляжа в зоне большого выреза // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 3. С. 62–71.

2. **Niu M.C.Y.** Airframe structural design. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. 612 p.

3. **Болдырев А.В., Комаров В.А.** Проектирование силовой схемы фюзеляжа самолета в зоне большого выреза // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2016. № 8–9. С. 21–26.

4. **Болдырев А.В., Комаров В.А., Павелчук М.В.** Отсек фюзеляжа летательного аппарата с вырезом под люк. Патент № RU 2646175 С1. В64С 1/14: опубл. 01.03.2018. 11 с.

5. **Стрижиус В.Е.** Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций. М.: Машиностроение, 2012. 272 с.

6. **Рычков С.П.** Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.

7. **Фрохт М.М.** Фотоупругость: поляризационно-оптический метод исследования напряжений / Пер. с англ. М.Ф. Бокштейн, Ю.Ф. Красонтовича, А.К. Прейсс, под ред. проф. Н.И. Пригоровского. Т. 1. М.–Л.: Гостехиздат, 1948. 432 с.

8. **Савин Г.Н.** Распределение напряжений около отверстий. Киев: Наукова думка, 1968. 891 с.

9. **Young W.C., Roark R.J., Budynas R.G.** Roark's formulas for stress and strain. 7th ed. New York: McGraw-Hill Professional, 2002. 852 p.

10. **Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др.** Проектирование самолетов. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

11. **Зинченко В.И.** Конструкция и эксплуатация самолета Ту-154Б (планер, шасси, системы). СПб.: Академия ГА, 1998. 89 с.

12. **Хлебутин Н.В.** Экспериментальное исследование напряжений и деформаций при кручении цилиндрической каркасированной оболочки с прямоугольным вырезом // Труды ЦАГИ. 1961. Вып. 816. 67 с.

13. **Касаткин Б.С.** Экспериментальные методы исследования деформаций и напряжений / Б.С. Касаткин, А.Б. Кудрин, Л.М. Ло-

банов, В.А. Пивторак, П.И. Полухин, Н.А. Чиченев. Киев: Наукова думка, 1981. 584 с.

14. **Александров А.Я., Ахметзянов М.Х.** Поляризационно-оптические методы механики деформируемого тела. М.: Наука, 1973. 576 с.

15. **Пересыпкин В.П.** Некоторые прикладные аспекты метода конечных элементов в расчетах авиационных конструкций: дис. ... канд. техн. наук. Куйбышев: КуАИ, 1979. 209 с.

16. **Астахов М.Ф.** Справочная книга по расчету самолета на прочность / М.Ф. Астахов, А.В. Караваев, С.Я. Макаров, Я.Я. Суздальцев. М.: Гос. изд-во оборонной промышленности, 1954. 701 с.

17. **Фомин В.П.** Расчет цилиндрических подкрепленных оболочек с учетом нелинейного поведения элементов конструкции // Ученые записки ЦАГИ. 1980. Т. 11, № 1. С. 72–80.

18. **Perelmuter A.V., Tur V.V.** Готовы ли мы перейти к нелинейному анализу при проектировании? // International Journal for Computational Civil and Structural Engineering. 2017. Vol. 13, no. 3. Pp. 86–102. DOI: 10.22337/1524-5845-2017-13-3-86-102

19. **Рудаков К.Н.** Femap 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций. Киев: НТУУ «КПИ», 2011. 317 с.

References

1. **Boldyrev, A.V., Pavelchuk, M.V., Sinelnikova, R.N.** (2019). Enhancement of the fuselage structure topological optimization technique in the large cutout zone. *Aerospace MAI Journal*, vol. 26, no. 3, pp. 62–71. (in Russian)

2. **Niu, M.C.Y.** (1988). Airframe structural design. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 612 p.

3. **Boldyrev, A.V., Komarov, V.A.** (2016). The aircraft fuselage structural layout designing in the region of large cutout. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 8–9, pp. 21–26. (in Russian)

4. **Boldyrev, A.V., Komarov, V.A., Pavelchuk, M.V.** (2018). Fuselage compartment of

the aircraft with a hatch cutout. Patent RU no. 2646175 C1. B64C 1/14: publ. March 1, 11 p. (in Russian)

5. **Strizhius, V.E.** (2012). Methods for calculating the fatigue life of aircraft structural elements. Moscow: Mashinostroeniye, 272 p. (in Russian)

6. **Rychkov, S.P.** (2013). Modeling of structures in Femap with NX Nastran. Moscow: DMK Press, 784 p. (in Russian)

7. **Frokht, M.M.** (1948). Photoelasticity: polarization-optical method of stress analysis. Translated from English by Bokstein M.F., Krasontovich Yu.F., Preuss A.K., in prof. Prigorovskiy N.I. (Ed). Vol. 1. Moscow-Leningrad: Gostekhizdat, 432 p. (in Russian)

8. **Savin, G.N.** (1968). Stress distribution around holes. Kyiv: Naukova Dumka, 891 p. (in Russian)

9. **Young, W.C., Roark, R.J., Budynas, R.G.** (2002). Roark's formulas for stress and strain. 7th ed., New York: McGraw-Hill Professional, 852 p.

10. **Pogosyan, M.A., Liseytsev, N.K., Sagittarius, D.Yu. et al.** (2018). Aircraft design. 5th ed., pererab i dop. Moscow: Innovatsionnoye Mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)

11. **Zinchenko, V.I.** (1998). Design and operation of the TU-154B aircraft (airframe, landing gear, systems). St. Petersburg: Akademiya GA, 89 p. (in Russian)

12. **Khlebutin, N.V.** (1961). Experimental research of stresses and strains under torsion

a framed cylindrical shell with a rectangular cutout. *Trudy TsAGI*, issue 816, 67 p. (in Russian)

13. **Kasatkin, B.S., Kudrin, A.B., Lobanov, L.M., Pivtorak, V.A., Polukhin, P.I., Chichenev, N.A.** (1981). Experimental methods of deformation and stress analysis. Kyiv: Naukova Dumka, 584 p. (in Russian)

14. **Alexandrov, A.Ya., Akhmetzyanov, M.Kh.** (1973). Polarization-optical methods of deformable body mechanics. Moscow: Nauka, 576 p. (in Russian)

15. **Peresypkin, V.P.** (1979). Some applied aspects of the finite element method in aircraft structures calculations: Cand. of Tech. Sc. Thesis. Kuibyshev: KuAI, 209 p. (in Russian)

16. **Astakhov, M.F., Karavaev, A.V., Makarov, S.Ya., Suzdaltsev, Ya.Ya.** (1954). Reference book for an aircraft strength calculation. Moscow: Gosudarstvennoye izdatelstvo oboronnoy promyshlennosti, 701 p. (in Russian)

17. **Fomin, V.P.** (1980). Calculation of cylindrical reinforced shells considering the nonlinear behavior of structure elements. *Uchenyye zapiski TsAGI*, vol. 11, no. 1, pp. 72–80. (in Russian)

18. **Perelmuter, A.V., Tur, V.V.** (2017). Whether we are ready to proceed to a nonlinear analysis at designing? *International Journal for Computational Civil and Structural Engineering*, vol. 13, no. 3, pp. 86–102. (in Russian)

19. **Rudakov, K.N.** (2011). Femap 10.2.0. Geometric and finite element modeling of structures. Kyiv: NTUU “KPI”, 317 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Болдырев Андрей Вячеславович, доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева (Самарского университета), boldirev.av@ssau.ru.

Павельчук Максим Владимирович, старший преподаватель кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева (Самарского университета), pmv90aircraft@gmail.com; pavelchuk_m@mail.ru.

Information about the authors

Andrey V. Boldyrev, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Structure and Design Aircraft Chair, Samara National Research University named after S.P. Korolev (Samara University), boldirev.av@ssau.ru.

Maksim V. Pavelchuk, Senior Lecturer of the Structure and Design Aircraft Chair, Samara National Research University named after S.P. Korolev (Samara University), pmv90aircraft@gmail.com; pavelchuk_m@mail.ru.

Поступила в редакцию	10.02.2023	Received	10.02.2023
Одобрена после рецензирования	30.03.2023	Approved after reviewing	30.03.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023

УДК 004.942

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-77-92

Аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот»

П.С. Костин¹, К.А. Журавский¹

¹Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Аннотация: В статье обоснована необходимость создания аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот». Представлена структура аналитико-имитационной модели истребителя, состоящая из совокупности пилотажного стенда, модели динамики полета истребителя, модели астатического ограничителя предельных режимов и модели управляющих действий летчика, основанной на теории нечетких множеств. Представлена структура модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов, в состав которой входят система дифференциальных и алгебраических уравнений; модель комплексной системы управления; блока геометрии, массы и центровки; блока расчета аэродинамических сил; блока силовой установки; банка аэродинамических характеристик; блока расчета обратных связей по усилиям с командных рычагов управления. Модель отличается от известных наличием блока имитации переворота, который предназначен для проведения имитационного моделирования переворота и многоитерационного моделирования переворотов с различными начальными условиями для определения основных параметров переворота, кинематических характеристик полета самолета и построения области выполнимости переворота. Блок имитации переворота состоит из функций заданных значений; модели управляющих действий летчика; блока обработки результатов имитационного моделирования; блока определения основных параметров переворота; базы данных эксплуатационных режимов. Функции заданных значений определяют заданные значения кинематических параметров движения самолета, по которым реализовано управление в различных фазовых координатах маневра. Модель позволяет получать достоверные значения кинематических параметров движения истребителя при полунатурном с участием летчика и имитационном с помощью модели управляющих действий летчика моделированиях маневра «Переворот».

Ключевые слова: аналитико-имитационная модель, ограничитель предельных режимов, маневр «Переворот», истребитель, область выполнимости маневра, модель управляющих действий летчика.

Для цитирования: Костин П.С., Журавский К.А. Аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 77–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-77-92

Analytical and simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope when performing the split-S maneuver

P.S. Kostin¹, K.A. Zhuravskiy¹

¹ Air Force Education and Research Center “The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy”, Voronezh, Russia

Abstract: The article substantiates the relevance to develop an analytical-simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope during the split-S maneuver. The structure of the analytical and simulation model of a fighter, consisting of a combination of a flight test bench, a model of fighter flight dynamics, a model of an astatic limiter for the permissible flight envelope and a model of pilot control actions based on the theory of fuzzy sets, is presented. The structure of the model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope, consisting of a system of differential and

algebraic equations, a model of an integrated control system, a geometry, mass and balance unit, a unit for calculating aerodynamic forces, a power plant unit, a bank of aerodynamic performance, a unit for calculating feedback on efforts from flight controls, is presented. The model differs from the known ones by the availability of the split-S simulation unit, which is designed for the split-S simulation and the multi-iteration split-S simulation with different initial conditions to determine the basic split-S parameters, the kinematic flight operation performance and to construct the split-S implementation area. The split-S simulation unit comprises the specified value functions, a pilot control actions model, a unit for processing simulation results, a unit for determining the basic split-S parameters, and a database of operating modes. The specified value functions determine the specified values of the kinematic aircraft movement parameters, which are used to implement control in various phase coordinates of the maneuver. The model makes it possible to obtain reliable values of the kinematic fighter movement parameters under the semi-natural simulation with the participation of the pilot and the simulation split-S maneuver modeling using the pilot control actions model.

Key words: analytical-simulation model, limiter for the permissible flight envelope, split-S maneuver, fighter, maneuver implementation area, model of pilot control actions.

For citation: Kostin, P.S., Zhuravskiy, K.A. (2023). Analytical and simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope when performing the split-S maneuver. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 77–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-77-92

Введение

Основным способом определения кинематических параметров движения истребителя при выполнении маневра «Переворот» в летных испытаниях является натурный эксперимент, проведение которого связано со значительными временными и материальными затратами. К тому же натурные летные эксперименты являются небезопасными и неспособными охватить все разнообразие эксплуатационных режимов истребителя, которые характеризуются начальными условиями ввода в маневр: приборной скоростью и высотой ввода, массой истребителя, режимом работы двигателя, аэродинамической конфигурацией (вариантом внешних подвесок). Решить проблему определения кинематических параметров движения истребителя при выполнении маневра «Переворот» во всем разнообразии эксплуатационных режимов позволяет применение имитационного моделирования [1, 2], для которого необходима аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя. Такая модель состоит из совокупности пилотажного стенда, моделей динамики полета истребителя, астатического ограничителя предельных режимов, управляющих действий летчика и алгоритмов расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот». Аналитико-имитационная модель позволяет проводить имитационное моделирование пе-

реворотов во всех возможных эксплуатационных режимах благодаря использованию модели управляющих действий летчика. Модель управляющих действий летчика учитывает особенности управления летчика за счет формирования и настройки ее по результатам полунатурного моделирования на пилотажном стенде.

Анализ разработанности исследований по представленной проблеме показал, что в настоящее время не существует описанной выше аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот». Существующие имитационные модели динамики полета истребителей с ограничителями предельных режимов [3–6] не позволяют без использования пилотажного стенда учесть особенности управляющих действий летчика, выполняющего маневр «Переворот». Таким образом, целью исследования является создание аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот».

Описание аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя

Аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра

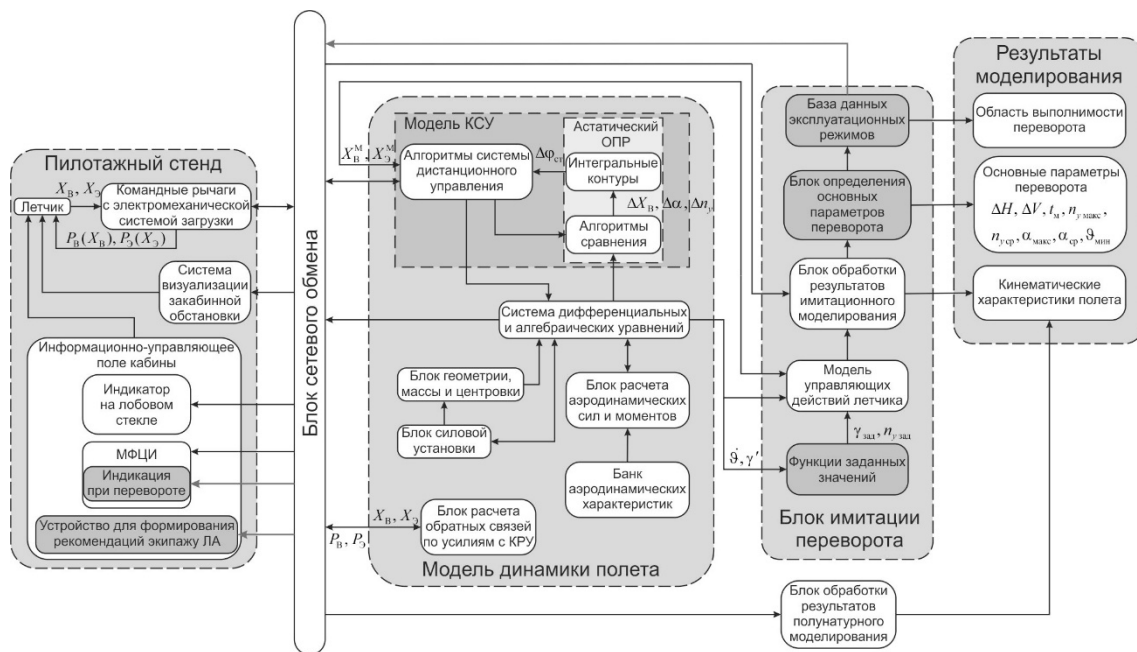


Рис. 1. Структура аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот»
Fig. 1. The structure of the analytical-simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope during the split-S maneuver

«Переворот» построена на основе совокупности модели динамики полета, астатического ограничителя предельных режимов, пилотажного стенда и отличается от известных применением функций, определяющих заданные значения кинематических параметров движения самолета, по которым реализовано управление в различных фазовых координатах маневра, и наличием алгоритмов расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот». Модель позволяет получать достоверные значения кинематических параметров движения истребителя при имитационном моделировании маневра «Переворот».

Структура аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот» (рис. 1) состоит из пилотажного стенда, блока сетевого обмена, математической модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов, блока имитации переворота, блока обработки результатов полунатурного моде-

лирования, блока вывода результатов моделирования.

Пилотажно-моделирующий стенд [7] представляет собой комплекс устройств, агрегатов, вычислителей и коммуникаций, предназначенных для полунатурного моделирования динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при участии летчика. В состав пилотажного стенда (рис. 2) входят: фрагмент кабины с командными рычагами управления (КРУ), формирующими значения отклонений в канале тангажа X_B и крена X_γ , и электромеханической системой их загрузки MOOG-FOKKER, реализующей обратные связи по усилиям в каналах крена $P_\gamma(X_\gamma)$ и тангажа $P_B(X_B)$; элементы информационно-управляющего поля; система визуализации закабинной обстановки. Информационно-управляющее поле кабины состоит из индикатора на лобовом стекле (ИЛС) и многофункционального цифрового индикатора (МФЦИ). В рамках дальнейших исследований предполагается разработка способа информирования летчика



Рис. 2. Пилотажный стенд
Fig. 2. Flight test bench

о высоте вывода истребителя с ограничителем предельных режимов из маневра «Переворот» в информационно-управляющее поле кабины, суть которого заключается в использовании специального устройства для формирования рекомендаций экипажу ЛА и (или) дополнительной индикации в левом нижнем углу пилотажного кадра МФЦИ. Устройство и дополнительная индикация в перспективе будут опробованы на аналитико-имитационной модели.

Блок сетевого обмена обеспечивает взаимодействие элементов аналитико-имитационной модели с пилотажно-моделирующим стендом, имеющим систему электромеханической загрузки КРУ тангажом и креном.

Модель динамики полета состоит из следующих блоков:

- системы дифференциальных и алгебраических уравнений;
- модели комплексной системы управления (КСУ);
- блока геометрии, массы и центровки;

- блока расчета аэродинамических сил;
- блока силовой установки;
- банка аэродинамических характеристик;
- блока расчета обратных связей по усилиям с КРУ.

В блоке системы дифференциальных и алгебраических уравнений решается система дифференциальных уравнений движения центра масс истребителя в проекциях на оси связанной системы координат (1). Все обозначения, используемые в формульных зависимостях, представлены в ГОСТе¹.

¹ ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Стандартинформ, 1981. 52 с.

$$\begin{cases} m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) = P \cos \phi_p - X_a \cos \alpha \cos \beta + Y_a \sin \alpha - Z_a \cos \alpha \sin \beta - mg \sin \vartheta; \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) = P \sin \phi_p + X_a \sin \alpha \cos \beta + Y_a \cos \alpha + Z_a \sin \alpha \sin \beta - mg \cos \vartheta \sin \gamma; \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) = -X_a \sin \beta + Z_a \cos \beta + mg \cos \vartheta \sin \gamma; \\ \frac{dX_g}{dt} = V_x \cos \vartheta \cos \psi + V_y (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi) + V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi); \\ \frac{dH}{dt} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta \cos \gamma - V_z \cos \vartheta \sin \gamma; \\ \frac{dZ_g}{dt} = -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi) + V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi). \end{cases} \quad (1)$$

Составные компоненты угловой скорости определяются решением системы уравнений моментов (2):

$$\begin{cases} I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} \omega_x \omega_y = M_x; \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{xy} \omega_y \omega_z = M_y; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) = M_z. \end{cases} \quad (2)$$

Система дифференциальных уравнений относительно углов Эйлера (3) получается, если решить кинематические уравнения Эйлера относительно компонентов угловой скорости.

$$\begin{cases} \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{cases} \quad (3)$$

Формулы (4) определяют угол атаки и угол скольжения.

$$\alpha = \begin{cases} -\arcsin \left(\frac{V_y}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \right), & \text{если } V_x \geq 0; \\ \left[-\pi + \arcsin \left(\frac{|V_y|}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \right) \right] \operatorname{sgn}(V_y) & \text{если } V_x < 0; \end{cases} \quad (4)$$

$$\beta = \arcsin \left(\frac{V_z}{V} \right),$$

где $V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$.

Для решения уравнений (1)–(4) необходимо задать начальные условия: $V_x(0)$, $V_y(0)$, $V_z(0)$, $X_g(0)$, $H(0)$, $Z_g(0)$, $\omega_x(0)$, $\omega_y(0)$, $\omega_z(0)$, $\vartheta(0)$, $\gamma(0)$, $\psi(0)$, $m(0)$, $\alpha(0)$, $\beta(0)$.

В блоке модели КСУ определяется характер отклонения рулевых поверхностей истребителя. В состав модели КСУ входят алгоритмы системы дистанционного управления и математическая модель астатического ограничителя предельных режимов (ОПР) [8–10]. Модель ОПР состоит из алгоритмов сравнения, формирующих сигналы разностей предельных и текущих значений отклонения КРУ по тангажу ΔX_B , угла атаки $\Delta \alpha$ и нормальной перегрузки Δn_y , и интегрального контура, формирующего сигнал на отклонения цельноповоротного стабилизатора $\Delta \varphi_{\text{ст}}$.

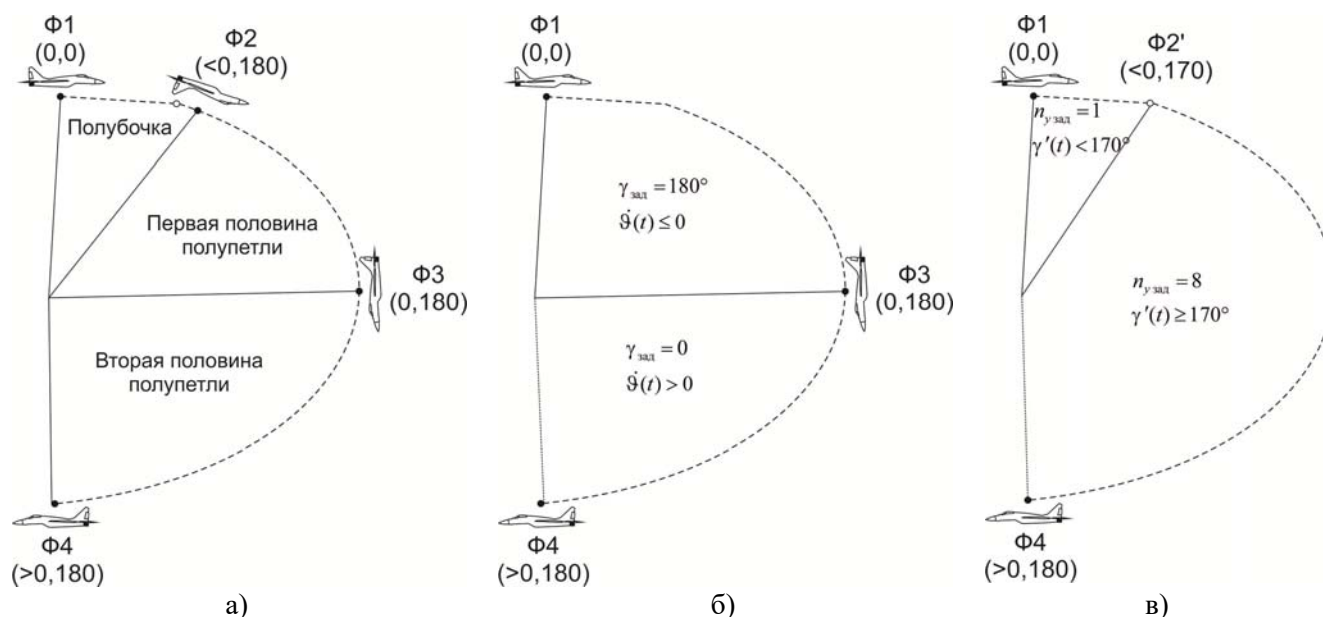


Рис. 3. Этапы выполнения переворота: а – основные, б – при управлении в канале крена, в – при управлении в канале тангажа

Fig. 3. Split-S stages: а – main, б – during roll control, в – during pitch control

Расчет аэродинамических сил и моментов осуществляется в одноименном блоке с помощью банка аэродинамических характеристик истребителя, полученного при продувках модели истребителя в аэродинамических трубах и уточненного при проведении летных испытаний.

В блоке геометрии, массы и центровки содержатся соответствующие сведения исследуемого истребителя, а в блоке силовой установки реализована математическая модель авиационных двигателей истребителя.

Отличительной особенностью аналитико-имитационной модели является наличие блока имитации переворота, который предназначен для проведения имитационного моделирования переворота и многоитерационного моделирования переворотов с различными начальными условиями для определения основных параметров переворота, кинематических характеристик полета самолета и построения области выполнимости переворота [11]. Блок имитации переворота состоит:

- из функций заданных значений;
- модели управляющих действий летчика;
- блока обработки результатов имитационного моделирования;

- блока определения основных параметров переворота;
- базы данных эксплуатационных режимов.

Функции заданных значений определяют заданные значения кинематических параметров движения самолета, по которым реализовано управление в различных фазовых координатах маневра.

В качестве аргументов функций были взяты скорость изменения тангажа $\dot{\gamma}(t)$ и угол поворота самолета по крену $\gamma'(t) = \int_0^{t_m} \omega_x dt$.

Эти координаты позволяют описать пространственное положение истребителя на этапах выполнения переворота (рис. 3, а): полубочка, первая и вторая половины полупетли. На рис. 3, а обозначены фазовые координаты: $\Phi 1$ – начало маневра, $\Phi 2$ – момент перевернутого полета ($\gamma = 180^\circ$), $\Phi 3$ – момент достижения самолетом минимального угла тангажа, стремящегося к $\gamma_{\min} \approx 90^\circ$, $\Phi 4$ – конец маневра. В скобках указаны фазовые координаты в формате $(\dot{\gamma}, \gamma')$.

Выполнение переворота моделью управляющих действий летчика в канале крена

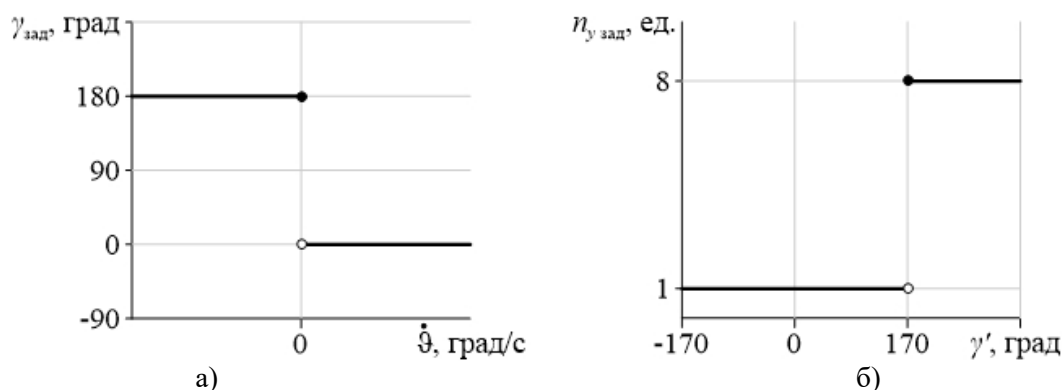


Рис. 4. Графики функций, определяющих заданные значения кинематических параметров движения истребителя: *а* – в канале крена, *б* – в канале тангажа
Fig. 4. Function graphs that determine the specified values of the kinematic fighter movement parameters: *a* – in the roll channel, *b* – in the pitch channel

осуществляется в два этапа (рис. 3, б): Ф1–Ф3 – выдерживание крена $\gamma_{\text{зад}} = 180^\circ$ и Ф3–Ф4 – выдерживание крена $\gamma_{\text{зад}} = 0$. В этом случае заданный крен зависит от скорости изменения тангажа $\gamma_{\text{зад}} = f(\dot{\gamma})$. Эту функцию можно представить тремя способами: 1) системой (5), 2) квадратным уравнением (6), графически (рис. 4, а).

$$\gamma_{\text{зад}} = \begin{cases} 0, & \dot{\gamma} > 0; \\ 180^\circ, & \dot{\gamma} \leq 0. \end{cases} \quad (5)$$

$$\gamma_{\text{зад}} = 90^\circ(1 - \text{sgn}(\dot{\gamma}))(\text{sgn}(\dot{\gamma}) + 2). \quad (6)$$

Для выполнения переворота моделью управляющих действий летчика в канале дополнительно введена фазовая координата Ф2'(<0, 170). Эта координата обосновывается анализом результатов летных испытаний и полунатурного исследования выполнений переворотов. Управление в канале тангажа осуществляется в два этапа (рис. 3, в): Ф1–Ф2' – выдерживание заданной нормальной перегрузки $n_{y \text{ зад}} = 1$ и Ф2'–Ф4 – выдерживание $n_{y \text{ зад}} = 8$. В этом случае заданная нормальная перегрузка зависит от угла поворота самолета по крену $n_{y \text{ зад}} = f(\gamma')$. Эту функцию можно представить тремя способами: 1) системой (7), 2) линейным уравнением (8), графически (рис. 4, б).

$$n_{y \text{ зад}} = \begin{cases} 1, & \gamma' < 170^\circ; \\ 8, & \gamma' \geq 170^\circ. \end{cases} \quad (7)$$

$$n_{y \text{ зад}} = 8 + 3,5(\text{sgn}(\gamma') - |\text{sgn}(\gamma')|). \quad (8)$$

Функции заданных значений соответствуют логике управления летчика в процессе выполнения переворота и позволяют связать модель динамики истребителя с моделью управляющих действий летчика [12–14].

Модель управляющих действий летчика, основанная на теории нечетких множеств [15–18], позволяет получить достоверные результаты моделирования управляющих действий летчика в каналах тангажа и крена X_B^M, X_Σ^M при выполнении маневра «Переворот».

Блоки обработки результатов полунатурного и имитационного моделирования предназначены для фиксации с шагом $\Delta t_m = 0,1$ с кинематических параметров полета истребителя при моделировании и представлении этих параметров в виде матрицы $A = (a_{i,j})_{m \times 29}$, столбцы которой соответствуют фиксируемому кинематическому параметру, а строки m – фиксации кинематических параметров с шагом 0,1 с. К фиксируемым кинематическим параметрам относятся: 1) модельное время – t , с; 2) величина отклонения КРУ по крену – X_Σ , мм; 3) угол отклонения левого элерона – $\delta_{\text{эл лев}}$, град; 4) угол отклонения правого эле-

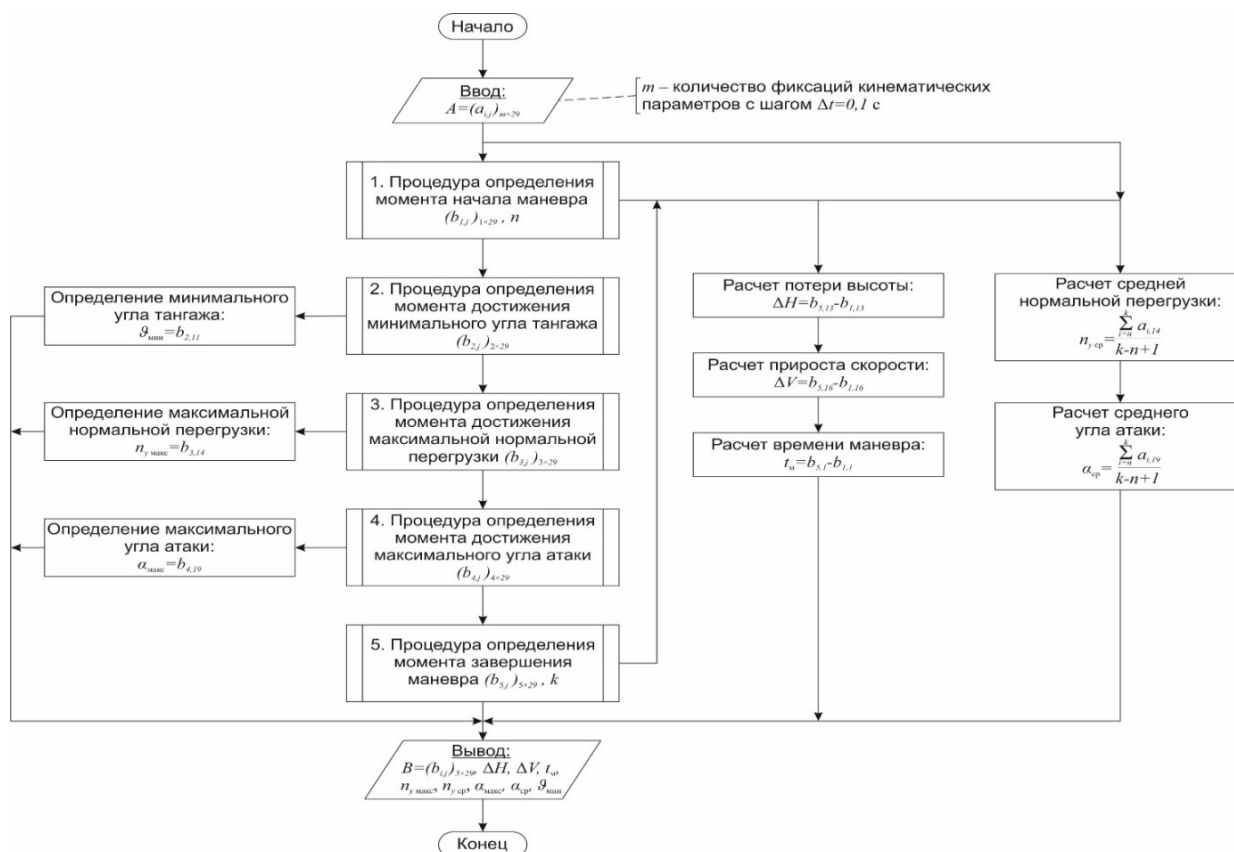


Рис. 5. Блок-схема алгоритмов расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот»

Fig. 5. Block diagram of the algorithms for calculating the values of the kinematic fighter movement parameters for all the split-S maneuver phases

рона – $\delta_{эл пр}$, град; 5) угол крена – γ , град; 6) угловая скорость крена – ω_x , град/с; 7) угол курса – Ψ , град; 8) величина отклонения КРУ по тангажу – X_B , мм; 9) угол отклонения левого цельноповоротного стабилизатора – $\varphi_{ст лев}$, град; 10) угол отклонения правого цельноповоротного стабилизатора – $\varphi_{ст пр}$, град; 11) угол тангажа – ϑ , град; 12) угловая скорость тангажа – ω_z , град/с; 13) высота полета – H , м; 14) нормальная перегрузка – n_y ; 15) вертикальная скорость полета – V_y , м/с; 16) воздушная скорость полета – V , км/ч; 17) продольная координата в траекторной системе – X_k , м; 18) поперечная координата в траекторной системе – Z_k , м; 19) угол атаки – α , град; 20) угол

скольжения – β , град; 21) угол отклонения рычага управления двигателями (РУД) – $\alpha_{руд}$, град; 22) приборная скорость полета – $V_{пр}$, км/ч; 23) число M ; 24) масса истребителя – $m_{ла}$, кг; 25) допустимая нормальная перегрузка – $n_{удоп}$; 26) допустимый угол атаки – $\alpha_{доп}$, град; 27) угол рысканья – ψ , град; 28) угловая скорость рысканья – ω_y , град/с; 29) масса топлива – m_T , кг.

В блоке определения основных параметров переворота содержатся алгоритмы расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот». К основным параметрам переворота относятся:

- 1) потеря высоты на перевороте – ΔH , м;
- 2) прирост скорости – ΔV , км/ч;

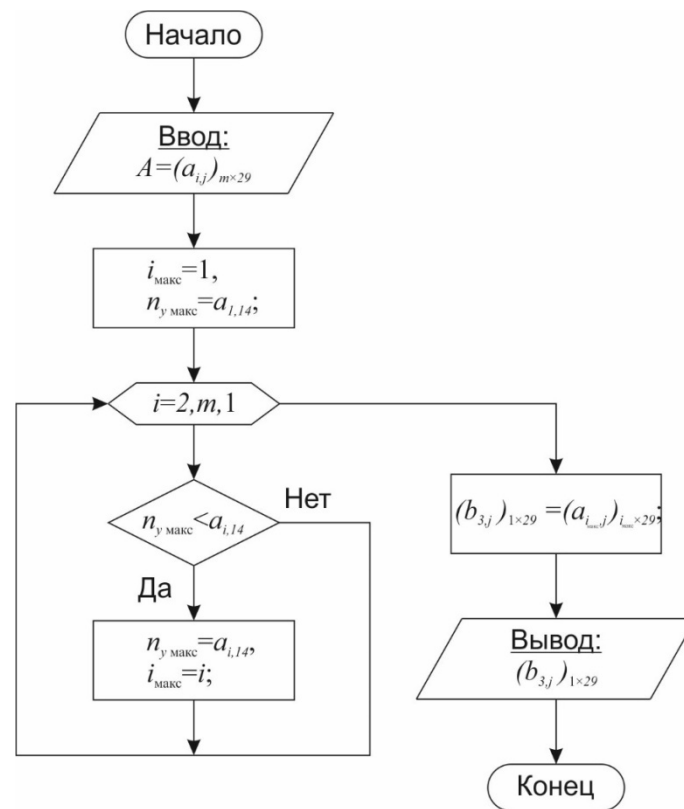


Рис. 6. Блок-схема процедуры 3
Fig. 6. Block diagram of procedure 3

- 3) время выполнения маневра – t_m , с;
- 4) максимальная нормальная перегрузка на маневре – $n_{y \text{ макс}}$;
- 5) средняя нормальная перегрузка на маневре – $n_{y \text{ ср}}$;
- 6) максимальный угол атаки на маневре – $\alpha_{\text{макс}}$, град;
- 7) средний угол атаки на маневре – $\alpha_{\text{ср}}$, град;
- 8) минимальный угол тангажа – $\vartheta_{\text{мин}}$, град.

Алгоритмы расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот» можно представить в виде блок-схемы (рис. 5).

Основу алгоритмов составляют пять процедур определения основных моментов выполнения переворота: 1) момент начала маневра; 2) момент достижения минимального угла тангажа; 3) момент достижения максимальной нормальной перегрузки; 4) момент достижения

максимального угла атаки; 5) момент завершения маневра. Работу процедур можно представить в виде блок-схем (например, блок-схема процедуры 3 на рис. 6).

Разработанная аналитико-имитационная модель истребителя построена в модельной ориентированной среде Simulink, входящей в состав матричной лаборатории MatLab, с помощью набора библиотек блоков [19]. Верификация программного кода модели достигается с помощью встроенных алгоритмов MATLAB, выполняющих проверку скомпилированного кода на ошибки.

Подтверждение достоверности комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя

Подтверждение достоверности комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя реальному

Таблица 1
Table 1

Сопоставление результатов моделирования и летных испытаний в момент достижения минимального угла тангажа при выполнении маневра «Переворот»

Comparison of the simulation and flight test results at the moment of reaching the minimum pitch angle during the split-S maneuver

Динамические характеристики	Допустимое расхождение	Фактическое расхождение
$V_{пр}$, км/ч	70	65
H , м	150	101
n_y , ед	1,5	0,3
α , град	3	1,3
ϑ , град	5	4,5

объекту осуществлялось с помощью методик динамического и статистического подоби [20].

Методика динамического подоби основана на сравнении динамических кинематических параметров, полученных в летных испытаниях и имитационном моделировании, при максимально точном воспроизведении условий реального эксперимента. Динамическое подобие считается установленным, если расхождения в характерных точках переходных процессов, полученных при моделировании и в летном эксперименте, не превышают допустимых величин. Допустимые расхождения по основным параметрам и сопоставление результатов моделирования и летных испытаний выполнения переворота на истребителе приведены в табл. 1.

Для валидации комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя по критериям статистического подоби моделирование проводилось с такими же начальными условиями, как и в летных испытаниях.

Принято считать, что математическая модель соответствует реальному объекту, то есть является достоверной, в том случае, если

Таблица 2
Table 2

Результаты расчета и сравнения критериев Стьюдента и Фишера
Calculation and comparison results of Student's and Fisher's criteria

Статистические характеристики	t по критерию Стьюдента	f по критерию Фишера
ΔH , м	0,48	0,55
ΔV , км/ч	1,70	0,74
$t_{пер}$, с	0,12	0,63
$n_{у\text{ ср}}$, ед	0,83	0,46
$\alpha_{ср}$, град	0,30	0,50
$\vartheta_{мин}$, град	0,94	0,10
Результаты сравнения	$t < 1,96$	$f < 1,52$

в адекватных условиях эксплуатации средние маневренные характеристики основных параметров переворота по результатам летных испытаний и статистического моделирования сопоставимы по критериям статистического подоби. При этом считалось, что заданная доверительная вероятность равна $P_{дов} = 0,95$ (критерий Стьюдента – $T = 1,96$, критерий Фишера – $F = 1,52$).

В соответствии с табл. 2 результаты, полученные при имитационном моделировании модели динамики полета, соответствуют результатам летных испытаний в статистическом смысле и могут быть использованы для исследования кинематических параметров полета при перевороте.

Результаты полунатурного и имитационного моделирований

Благодаря разработанным в рамках аналитико-имитационной модели алгоритмам расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот» возможно пред-

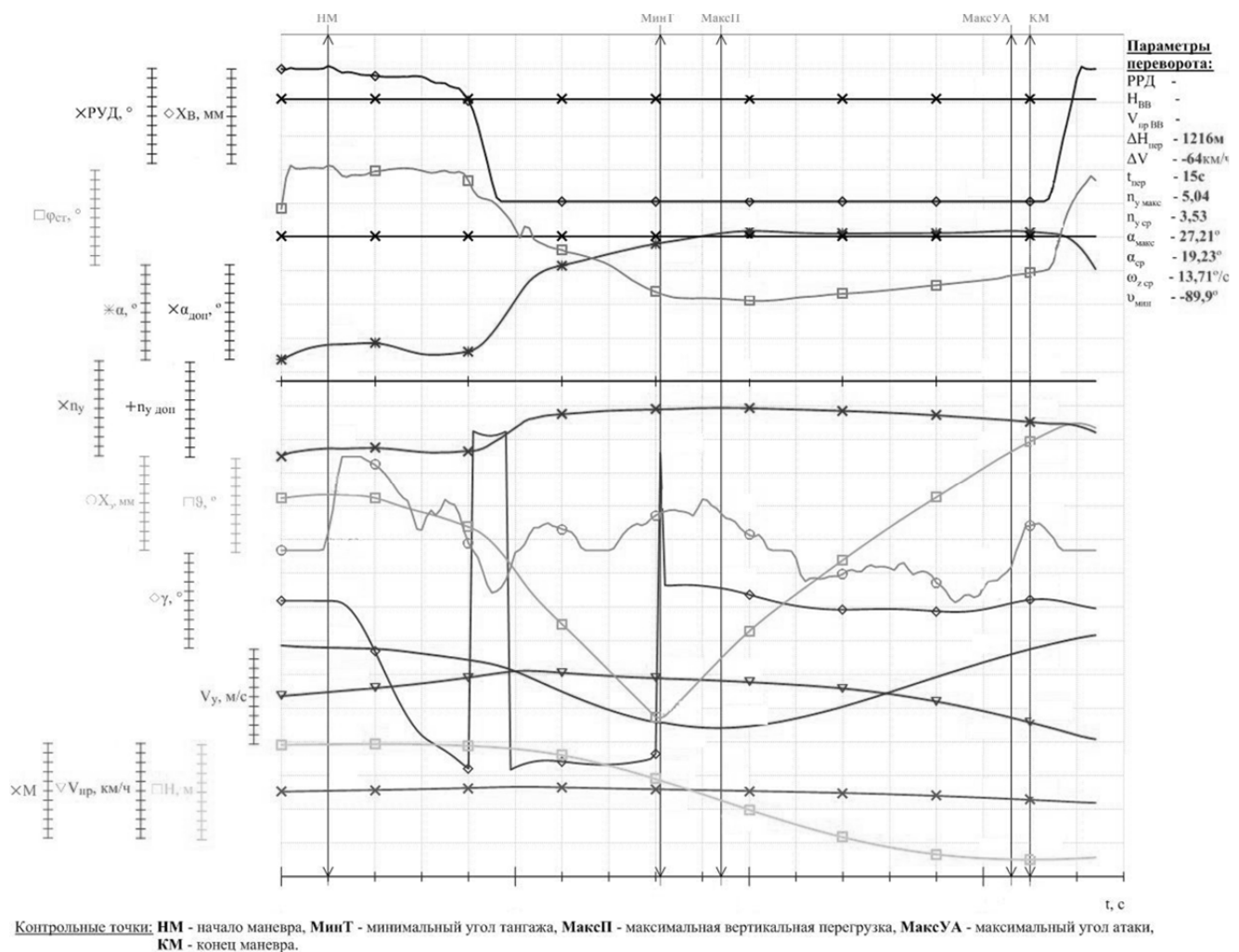


Рис. 7. Графоаналитический отчет результатов полунатурного и имитационного моделирования
Fig. 7. Graph-analytical report on the results of semi-natural and simulation modeling

ставление результатов имитационного и полунатурного моделирования в виде графоаналитического отчета (рис. 7).

На рис. 7 слева изображены шкалы кинематических параметров полета и управляющих факторов, а именно: РУД – положение рычага управления двигателями, X_B – положение РУС по тангажу, $\varphi_{ст}$ – угол отклонения цельноповоротного стабилизатора, α – угол атаки, $\alpha_{доп}$ – допустимый угол атаки, n_y – нормальная перегрузка, $n_{y доп}$ – допустимая нормальная перегрузка, X_9 – положение РУС по крену, θ – угол тангажа, γ – угол крена, V_y – вертикальная скорость, M – число Маха,

$V_{пр}$ – приборная скорость полета, H – высота полета. Нижняя шкала – время моделирования t . Вертикальные линии со стрелочками характеризуют моменты времени для контрольных точек переворота, таких как начало маневра (НМ), момент времени отвесного положения самолета или минимального угла тангажа (МинТ), моменты времени с максимальными нормальной (вертикальной) перегрузкой (МаксП) и углом атаки (МаксУА), конец маневра (КМ). Возле точек пересечения вертикальных линий контрольных точек маневра и кинематических характеристик полета в прямоугольниках указаны текущие значения кинематических характеристик. В правом верхнем углу указаны начальные условия ввода

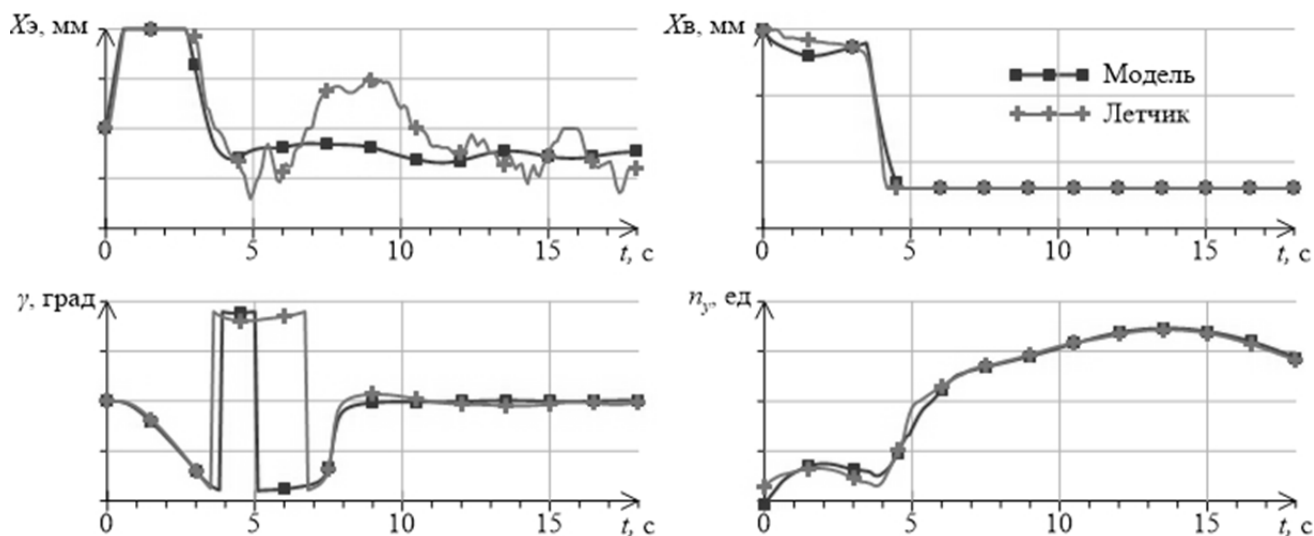


Рис. 8. Результаты полунатурного и имитационного моделирования
Fig. 8. Results of semi-natural and simulation modeling

и основные параметры переворота, такие как РРД – режим работы двигателей, $H_{\text{вв}}$ – высота ввода в маневр, $V_{\text{пр вв}}$ – приборная скорость ввода в маневр, $\Delta H_{\text{пер}}$ – потеря высоты за переворот, ΔV – прирост скорости за маневр, $t_{\text{пер}}$ – время выполнения маневра, максимальные и средние значения нормальной перегрузки $n_{y \text{ макс}}$, $n_{y \text{ ср}}$ и угла атаки $\alpha_{y \text{ макс}}$, $\alpha_{y \text{ ср}}$, $\omega_{z \text{ ср}}$ – среднее значение угловой скорости тангажа на маневре, $\vartheta_{\text{мин}}$ – минимальный угол тангажа на маневре.

Результатом применения аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя является получение достоверных результатов моделирования управляющих действий летчика при выполнении маневра «Переворот». Результаты полунатурного с участием летчика («Летчик») и имитационного с использованием нечеткой модели летчика («Модель») моделирования представлены на рис. 8.

На рис. 4 представлены функции от времени моделирования t : функции отклонения КРУ по крену $X_{\text{э}} = f(t)$ и тангажу $X_{\text{в}} = f(t)$, изменений крена $\gamma = f(t)$ и нормальной перегрузки $n_y = f(t)$. У функций $\gamma = f(t)$, $X_{\text{в}} = f(t)$, $n_y = f(t)$ наблюдается высокая

сходимость, что свидетельствует об адекватности и достоверности полученной модели. А функции $X_{\text{э}} = f(t)$ отражают схожий характер отклонения КРУ у модели и летчика.

На рис. 9 представлены результаты полунатурного и имитационного моделирования для исследования эксплуатационного диапазона приборных скоростей в части определения потери высоты на перевороте. Расхождение результатов полунатурного и имитационного (с помощью нечеткой модели летчика) моделирования не превышает 5 %.

Заключение

Комбинированная аналитико-имитационная модель позволяет смоделировать перевороты при различных начальных условиях с учетом управляющих действий летчика и особенностей функционирования ОПР с помощью:

- полунатурного моделирования с участием летчика на пилотажном стенде для качественного и детального исследования режимов, интересных с точки зрения безопасности и боевой эффективности, получения итоговой выборки, позволяющей настроить модель управляющих действий летчика;

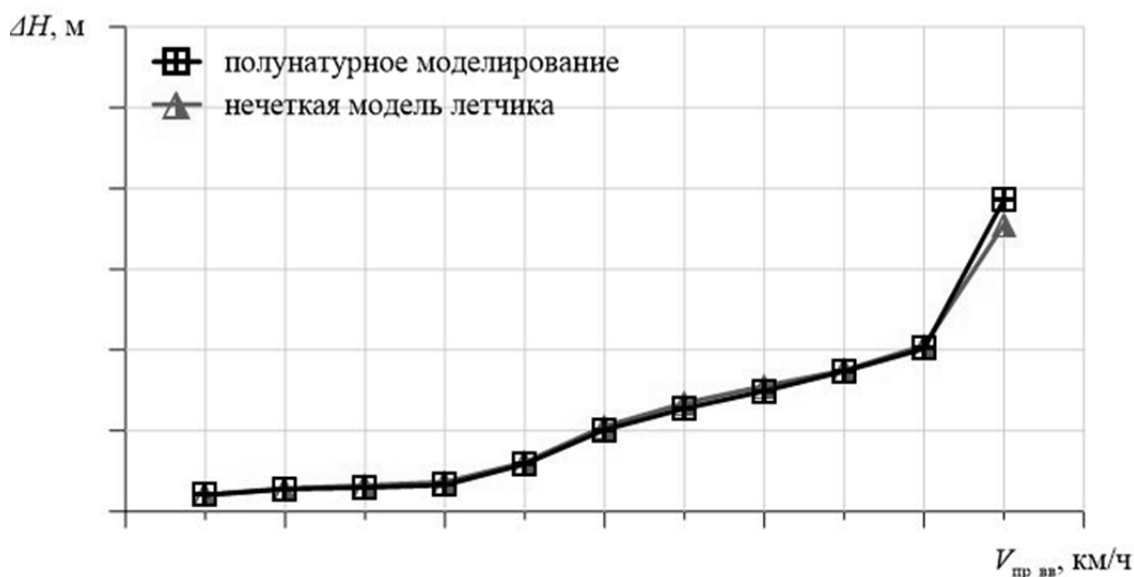


Рис. 9. Результаты полунатурного и имитационного моделирования для исследования эксплуатационного диапазона приборных скоростей в части определения потери высоты на перевороте

Fig. 9. Results of semi-natural and simulation modeling for the study of the indicated airspeeds flight envelope in terms of determining the height loss during the split-S maneuver

– многоитерационного имитационного моделирования с использованием модели управляющих действий летчика для получения базы данных высоты вывода из переворота по всем возможным эксплуатационным режимам и формирования области выполнимости маневра «Переворот».

Таким образом, разработанная комбинированная аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов позволяет получать достоверные значения кинематических параметров движения истребителя при имитационном моделировании маневра «Переворот» благодаря наличию алгоритмов формирования и настройки модели управляющих действий летчика, а также расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот».

Список литературы

1. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.

2. Robinson T. Train virtual, fight easy [Электронный ресурс] // Royal aeronautical society. 2017. No. 6 (44). Pp. 16–19. URL: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (дата обращения: 16.02.2023).

3. Ивашков С.С. Имитационная модель динамики полета истребителя-бомбардировщика для оценки эффективности ограничителя предельных режимов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2021. № 678. С. 240–249.

4. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. № 81. 30 с. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (дата обращения: 16.02.2023).

5. Верещагин Ю.О., Снегирева И.В. Аппаратно-имитационная модель динамики полета палубного самолета на режимах ближнего воздушного боя и палубной посадки // Вестник воздушно-космической обороны. 2017. № 2 (14). С. 26–31.

6. Бейлин В.П., Нараленков М.К. Пространственная модель полета самолета при ручном автоматизированном управле-

нии // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 85–89.

7. **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.

8. **Heinemann S., Müller H.A., Suleman A.** Toward smarter autoflight control system infrastructure [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15, no. 6. Pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.I010565 (дата обращения: 16.02.2023).

9. **Верещиков Д.В., Николаев С.В., Разуваев Д.В.** Системы управления летательных аппаратов: учебник. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.

10. **Majka A.** Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers [Электронный ресурс] // Proceeding of the institution of Mechanical Engineering, 2018. Vol. 232, iss. 7. Pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (дата обращения: 16.02.2023).

11. **Журавский К.А., Костин П.С.** Определение основных характеристик пространственного маневра «Переворот самолета» с ограничителем предельных режимов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 6. С. 77–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-77-90

12. **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, no. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (дата обращения: 16.02.2023).

13. **Ефремов А.В.** Система самолет – летчик. Закономерности и математическое моделирование поведения летчика: монография. М.: Изд-во МАИ, 2017. 196 с.

14. **Jirgl M., Jalovecky R., Bradac Z.** Models of pilot behavior and their use evaluate the state of pilot training // Journal of Electrical Engineering. 2016. Vol. 67, no. 4. Pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039

15. **Штовба С.Д.** Проектирование нечетких систем средствами MATLAB. М.: Горячая линия – Телеком, 2007. 288 с.

16. **Grigorie L.** Fuzzy controllers, theory and applications. IntechOpen, 2011. 384 p. DOI: 10.5772/572

17. **Nicholas D.** Genetic fuzzy trees for intelligent control of unmanned combat aerial vehicles: Doctoral Thesis. College of Engineering and Applied Science University of Cincinnati, 2015. 152 p.

18. **Верещиков Д.В.** Применение нечеткой логики для создания имитационной модели управляющих действий летчика / Д.В. Верещиков, В.А. Волошин, Д.В. Васильев, С.С. Ивашков [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2018. № 99. 25 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91926> (дата обращения: 12.01.2022).

19. **Верещиков Д.В., Разуваев Д.В., Костин П.С.** Прикладная информатика: Применение Matlab@Simulink для решения практических задач: учеб. пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. 104 с.

20. **Касьянов И.Ю.** Автоматическое управление посадкой самолета Ил-96-300 по категории IIIA / И.Ю. Касьянов, А.Г. Кузнецов, В.Н. Мазур, Е.А. Мельникова // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2010. Вып. 1. С. 56–67.

References

1. **Myshkin, L.V.** (2006). Forecasting of the development of aviation technics: the theory and practice. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)

2. **Robinson, T.** (2017). Train virtual, fight easy. *Royal aeronautical society*, no. 6 (44), pp. 16–19. Available at: <https://www.aero-society.com/news/train-virtual-fight-easy> (accessed: 16.02.2023).

3. **Ivashkov, S.S.** (2021). Imitation model of the fighter-bomber aircraft dynamics for assessing the effectiveness of the limit regime restrictor. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhayskogo*, no. 678, pp. 240–249. (in Russian)

4. **Kostin, P.S., Vereshchagin, Y.O., Voloshin, V.A.** (2015). Programmno-modelling complex for seminatural modeling of dynamics of the maneuverable plane. *Trudy MAI*, no. 81, 30 p. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (accessed: 16.02.2023). (in Russian)
5. **Vereshchagin, J.O., Snegirova, I.V.** (2017). Hardware-simulation model of carrier aircraft flight dynamics at close-in dogfight and deck-landing modes. *Journal "Aerospace Defense Herald"*, no. 2 (14), pp. 26–31. (in Russian)
6. **Beylin, V.P., Naralnikov, M.K.** (2015). A spatial model aircraft flight with manual automated control. *Nauchnyye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.Ye. Zhukovskogo*, no. 3, pp. 85–89. (in Russian)
7. **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)
8. **Heinemann, S., Müller, H.A., 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: 16.02.2023).
9. **Vereshchikov, D.V., Nikolayev, S.V., Razuvayev, D.V.** (2018). Aircraft control systems: Textbook. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 322 p. (in Russian)
10. **Majka, A.** (2018). Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers. *Proceeding of the institution of Mechanical Engineering*, vol. 232, issue 7, pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (accessed: 16.02.2023).
11. **Zhuravskiy, K.A., Kostin, P.S.** (2022). Determination of main performance data of an aircraft threedimensional maneuver SPLIT-S with a permissible flight envelope limiter. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 6, pp. 77–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-77-90 (in Russian)
12. **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, no. 32, pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (accessed: 16.02.2023).
13. **Efremov, A.V.** (2017). Aircraft – pilot system. Patterns and mathematical modeling of pilot behavior: Monograph. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)
14. **Jirgl, M., Jalovecky, R., Bradac, Z.** (2016). Models of pilot behavior and their use evaluate the state of pilot training. *Journal of Electrical Engineering*, vol. 67, no. 4, pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039
15. **Shtovba, S.D.** (2007). Designing fuzzy systems using MATLAB. Moscow: Goryachaya liniya – Telekom, 288 p. (in Russian)
16. **Grigorie, L.** (2011). Fuzzy controllers, theory and applications. IntechOpen, 384 p. DOI: 10.5772/572
17. **Nicholas, D.** (2015). Genetic fuzzy trees for intelligent control of unmanned combat aerial vehicles: Doctoral Thesis. College of Engineering and Applied Science University of Cincinnati, 152 p.
18. **Vereshchikov, D.V., Voloshin, V.A., Vasil'ev, D.V., Ivashkov, S.S.** (2018). Applying fuzzy logic for developing simulation model of pilot's control actions. *Trudy MAI*, no. 99, 25 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91926> (accessed: 16.02.2023). (in Russian)
19. **Vereshchikov, D.V., Razuvaev, D.V., Kostin, P.S.** (2016). Application computer science: Application Matlab@Simulink for the decision of practical problems: Tutorial. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 104 p. (in Russian)
20. **Kasianov, I.Yu., Kuznetsov, A.G., Mazur, V.N., Melnikova, E.A.** (2010). Il-96-300 aircraft cat. IIIA automatic landing control. *Trudy MIEA. Navigatsiya i upravleniye letatel'nyimi apparatami*, issue 1, pp. 56–67. (in Russian)

Сведения об авторах

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА», texnnik@mail.ru

Журавский Константин Александрович, адъюнкт ВУНЦ ВВС «ВВА», 05061993ghka@mail.ru.

Information about the authors

Pavel S. Kostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Air Force Education and Research Center “The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy”, texnnik@mail.ru.

Konstantin A. Zhuravskiy, Adjunct, Air Force Education and Research Center “The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy”, 05061993ghka@mail.ru.

Поступила в редакцию	09.03.2023	Received	09.03.2023
Одобрена после рецензирования	14.03.2023	Approved after reviewing	14.03.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023

УДК 629.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-93-111

Математическая модель для расчета летно-технических характеристик электрических винтокрылых летательных аппаратов для целей городской аэромобильности

М.И. Мясников¹, И.Р. Ильин¹

¹Национальный центр вертолетостроения имени М.Л. Миля и Н.И. Камова,
Томилино, Россия

Аннотация: В настоящей работе приводится описание математической модели, разработанной для расчета летно-технических характеристик (ЛТХ) наиболее популярных в настоящее время аэродинамических схем винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА) с электрической (гибридной) силовой установкой для целей городской аэромобильности. Основное внимание в работе уделено рассмотрению аэродинамических схем ВКЛА типа «квадрокоптер» с использованием воздушных винтов открытого типа или винтов в кольце, приводимых во вращение от электродвигателей. Проведен анализ ЛТХ для аэродинамических схем квадрокоптера и конвертопланов-квадрокоптеров с поворотными винтами и поворотным крылом с полностью электрической (ЭСУ) или гибридной (ГСУ) силовой установкой. Для сравнения ЛТХ приводятся результаты расчетов для классического одновинтового вертолета с ЭСУ и ГСУ. На основе численного решения уравнения существования летательного аппарата получены возможные распределения масс элементов конструкции для различных схем электрических (гибридных) ВКЛА. Рассчитаны летно-технические характеристики ВКЛА, включая расчет располагаемой и потребной мощности для диапазона скоростей полета от висения до максимальной скорости и для переходных режимов (для конвертопланов-квадрокоптеров). Рассчитаны дальность и продолжительность полета ВКЛА с полностью электрической и гибридной силовой установкой на режиме горизонтального полета. Выбраны удельные массовые характеристики элементов (аккумуляторов, генераторов, электродвигателей и др.) полностью электрической и гибридной силовой установки для обеспечения приемлемых летно-технических характеристик ВКЛА. Проведена сравнительная оценка рассматриваемых схем ВКЛА с целью анализа их эффективности. Аэродинамические расчеты производились на основе использования известных аналитических методов импульсной теории несущего винта с возможностью корректировки данных по результатам экспериментов. Полученная в настоящей работе математическая модель может рассматриваться как первое приближение на этапе предварительного выбора конструктивных параметров и аэродинамических схем перспективных электрических (гибридных) ВКЛА, проектируемых для использования в качестве городского аэротакси.

Ключевые слова: ВКЛА, квадрокоптер, летно-технические характеристики, электрическая силовая установка, гибридная силовая установка.

Для цитирования: 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

A simulation model for the electrical rotary-wing aircraft (eVTOL) performance estimation for the urban air mobility purposes

M.I. Myasnikov¹, I.R. Ilyin¹

¹ Mil and Kamov National Center of Helicopter Engineering, Tomilino, Russia

Abstract: The present paper presents a simulation model description developed for the aircraft performance estimation of the most popular electric vertical takeoff and landing aircraft (eVTOL) aerodynamic configurations with the electric (hybrid) power plant for the urban air mobility purposes. It focuses on the quadcopter-type eVTOL aircraft aerodynamic configurations using the unshrouded-propellers or ducted fans driven by electric motors. The aircraft performance analysis for aerodynamic configurations

of the quadcopter and tilt rotor-quadcopters with the tilt rotors and wing with the all-electric (EP) or hybrid power plant (HP) is given. To compare aircraft performance, the estimation results for a conventional single-rotor helicopter with EP or HP are given. Based on the numerical solution equation of the aircraft existence, feasible structural components mass distributions for various types of eVTOL configurations were obtained. eVTOL aircraft performance, including the estimation of apparent and drag power for the airspeed range, from hovering to the maximum airspeed, as well as for the transition modes (tilt rotor aircraft and quadcopters) were estimated. The eVTOL aircraft flight range and duration with EP and HP at the straight and level flight mode were calculated. Specific mass characteristics of EP and HP components (batteries, generators, electric motors, etc.) to ensure acceptable eVTOL aircraft performance were identified. A comparative evaluation of considered eVTOL configurations for the purpose of their efficiency was performed. Aerodynamic calculations were carried out based on the known analytical techniques of the lifting propeller momentum theory with the data correction capability according to test results. The simulation model, obtained in this paper, can be considered in the phase of the preliminary choice as the first approach of structural parameters and aerodynamic configurations of prospective electric (hybrid) eVTOLs designed for the use as an urban air taxi.

Key words: eVTOL, quadcopter, aircraft performance, electric power plant, hybrid power plant.

For citation: 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

Введение

Прогнозные исследования показывают, что в ближайшие несколько лет дорожная ситуация в мегаполисах станет еще более напряженной, а количество городов-миллионников увеличится. При этом ожидается, что качество жизни в таких районах значительно снизится, вследствие чего необходимы кардинальные решения, способные сократить перегруженность дорог и уменьшить выбросы парниковых газов. Возникает совершенно новая концепция городской мобильности, подразумевающая глобальные изменения в транспортной инфраструктуре и включающая широкое использование воздушного транспорта для внутригородских пассажирских и транспортных перевозок.

Одним из наиболее перспективных направлений в развитии воздушного транспорта в наши дни является концепция «электрического» винтокрылого летательного аппарата (ВКЛА) с полностью электрической или гибридной силовой установкой. Использование электрической энергии позволит улучшить эффективность ВКЛА, повысить его экологическую безопасность, снизить эксплуатационные расходы. Создание «электрического» ВКЛА (далее будем использовать сокращение эВКЛА, в англоязычной литературе применяется сокращение eVTOL – electrical Vertical Take-Off and Landing) по-

требует значительного пересмотра принципов проектирования основных систем винтокрылых машин.

Это направление стимулируется, с одной стороны, бурным развитием техники применения электрических силовых установок в автомобиле- и авиастроении, а с другой стороны – возрастающими трудностями внутригородского наземного сообщения в мегаполисах из-за все увеличивающегося количества автомобилей.

Сильным стимулом к развитию эВКЛА явилось появление и совершенствование беспилотных небольших летательных аппаратов (ЛА) различных схем, преимущественно с электрическими силовыми установками (СУ).

Существенное различие в параметрах удельной энергоемкости традиционных углеводородных топлив и электрических аккумуляторных батарей (12 кВт·ч/кг против 0,15–0,2 кВт·ч/кг) вынуждает разработчиков эВКЛА рассматривать различные аэродинамические схемы ЛА и силовых установок в стремлении минимизировать расход энергии. Этим объясняется исключительно широкое разнообразие аэродинамических схем и конструкций эВКЛА.

В настоящей работе приводится описание разработанной математической модели для расчета летно-технических характеристик наиболее популярных в настоящее время аэродинамических схем эВКЛА на этапе предварительного проектирования. Нами

рассмотрены мультироторные схемы с использованием нескольких воздушных винтов (открытого типа или винтов в кольце) с приводом от электродвигателей.

Разработаны математические модели расчета летно-технических характеристик для следующих конфигураций эВКЛА:

- классический вертолет одновинтовой схемы с электрическим приводом несущего винта и с механической трансмиссией рулевого винта (рис. 1);
- квадрокоптер – ЛА с четырьмя открытыми винтами, расположенными по Х-схеме (рис. 2, а);
- квадрокоптер – ЛА с четырьмя винтами в кольце, расположенными по Х-схеме (рис. 2, б);
- конвертоплан-квадрокоптер с несущими поверхностями и поворотными открытыми винтами (рис. 3, а);
- конвертоплан-квадрокоптер с несущими поверхностями и поворотными винтами в кольце;
- конвертоплан-квадрокоптер с двумя поворотными крыльями и открытыми винтами;
- конвертоплан-квадрокоптер с двумя поворотными крыльями и винтами в кольце (рис. 3, б).

В результате проведенных расчетов получены возможные распределения масс элементов конструкции для различных схем ВКЛА. Рассчитаны дальность и продолжительность полета ВКЛА с полностью электрической и гибридной СУ на режиме горизонтального полета. Выполнен расчет располагаемой и потребной мощности для диапазона скоростей полета от висения до максимальной скорости, включая переходные режимы (для конвертопланов-квадрокоптеров).

Некоторые результаты по исследованию различных аэродинамических конфигураций ВКЛА были получены нами в работах [1, 2]. Необходимо также отметить ряд отечествен-

ных и зарубежных работ и классических монографий, посвященных расчету летно-технических и балансировочных характеристик винтокрылых летательных аппаратов на этапе концептуального проектирования [3–17].

В настоящей работе выполнена расчетная оценка летно-технических характеристик рассматриваемых схем с целью сравнения их эффективности. Аэродинамические расчеты производились на основе использования известных методов импульсной теории несущего винта [13–16, 18] с возможной корректировкой данных по результатам экспериментов. Предполагалось, что полезная нагрузка всех рассматриваемых типов ЛА является одинаковой. Удельные массы отдельных элементов конструкции и силовой установки ЛА задавались на основе экспертных оценок и по информации из открытых источников [19–21]. Следует отметить, что ввиду конструктивных особенностей мультироторных пилотируемых ВКЛА, принципиально отличающих их от вертолетов классических схем, и отсутствия статистических данных по серийным образцам, информация по удельным массам систем и агрегатов таких ВКЛА в настоящее время еще крайне неполна.

Полученные результаты могут рассматриваться как первое приближение на этапе предварительного выбора конструктивных параметров и аэродинамических схем перспективных эВКЛА, проектируемых для использования в качестве городского аэротакси.

Математическая модель формирования облика ВКЛА с гибридной или полностью электрической силовой установкой

В основе математической модели формирования облика эВКЛА лежит уравнение существования летательного аппарата в виде

$$\begin{aligned} m_0(1 - \sum_{i=1}^n \bar{m}_i) &= N n_{\text{НВ}} k_{\text{эд}} k_p \left(\frac{1}{\bar{N}_{\text{эд}}} + \frac{1}{\bar{N}_{\text{ген}}} + \frac{1}{\bar{N}_{\text{ТД}}} + \bar{m}_{\text{инв}} \right) + \sum_{i=1}^n m_i + \bar{m}_{\text{ак}} N n_{\text{НВ}} k_{\text{эд}} t_{\text{ак}}, \\ \sum_{i=1}^n \bar{m}_i &= \bar{m}_{\text{нс}} + \bar{m}_{\text{п}} + \bar{m}_{\text{об общ.}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_{\text{пр}} + \bar{m}_{\text{ТД}}, \\ \sum_{i=1}^n m_i &= m_{\text{т}} + m_{\text{тр}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{тс}} + m_{\text{мс}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{пн}} + m_{\text{э}} + m_{\text{РВ}} + m_{\text{кр}}, \end{aligned} \quad (1)$$



Рис. 1. Основные элементы СУ одновинтового вертолета с гибридной (а) и полностью электрической (б) силовой установкой

Fig. 1. Primary power plant elements of a single-rotor helicopter with the hybrid (a) and all-electric (б) power plant



Рис. 2. Основные элементы СУ квадрокоптера: а – с открытыми винтами с гибридной силовой установкой; б – с винтами в кольце с полностью электрической силовой установкой

Fig. 2. Primary power plant elements of the unshrouded-propeller quadcopter with the hybrid power plant (a) and the ducted-fan quadcopter with the all-electric power plant (б)

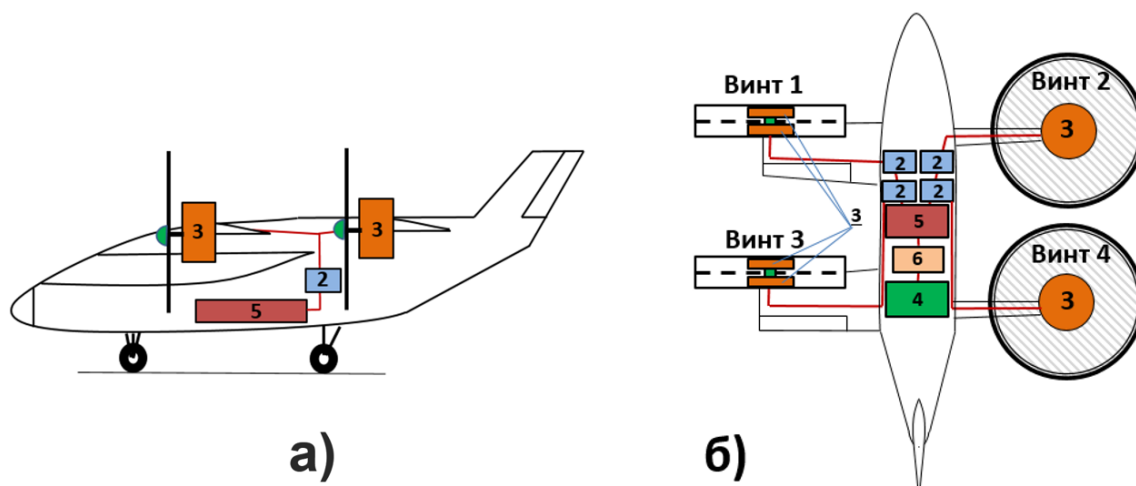


Рис. 3. Основные элементы конвертоплана-квадрокоптера: а – с открытыми винтами с полностью электрической силовой установкой; б – с винтами в кольце с гибридной силовой установкой

Fig. 3. Primary elements of the unshrouded propeller and ducted fan tiltrotor-quadcopter with the all-electric (a) and hybrid power plant (б)

Цифрами на рис. 1–3 обозначены: 1 – трансмиссия; 2 – инвертор; 3 – электродвигатель (и); 4 – тепловой двигатель; 5 – аккумуляторная батарея; 6 – генератор

Numbers are designated in Figures 1–3: 1 – transmission; 2 – inverter; 3 – electric engine (s); 4 – thermal engine; 5 – electrical battery; 6 – generator

где m_0 – взлетная масса летательного аппарата, N – потребная мощность маршевого электродвигателя на режиме висения, $n_{\text{НВ}}$ – количество несущих винтов (НВ), $k_{\text{эд}}$ – количество маршевых электродвигателей, работающих на привод одного винта, $k_p \geq 1$ – коэффициент запаса мощности силовой установки, $\bar{N}_{\text{эд}}$ – удельная мощность маршевого электродвигателя, $\bar{N}_{\text{ген}}$ – удельная мощность генератора, $\bar{N}_{\text{ТД}}$ – удельная мощность теплового двигателя (ДВС или ГТД), $\bar{m}_{\text{инв}}$ – удельная масса инвертора, $\bar{m}_{\text{ак}}$ – удельная масса аккумуляторов, $t_{\text{ак}}$ – продолжительность висения на электротяге за счет энергии, $\bar{m}_{\text{нс}}$ – относительная масса несущей системы, $\bar{m}_{\text{п}}$ – относительная масса планера, $\bar{m}_{\text{об общ}}$ – относительная масса бортового оборудования общего назначения, $\bar{m}_{\text{об}}$ – относительная масса стандартного бортового оборудования, $\bar{m}_{\text{пр}}$ – относительная масса электрической проводки, $\bar{m}_{\text{ТД}}$ – относительная масса двигателя внутреннего сгорания, $m_{\text{т}}$ – масса топлива для теплового двигателя (ДВС или ГТД), $m_{\text{тр}}$ – масса механической трансмиссии, $m_{\text{су}}$ – масса системы управления, $m_{\text{ТС}}$ – масса топливной системы, $m_{\text{мс}}$ – масса масляной системы, $m_{\text{ш}}$ – масса шасси, $m_{\text{пн}}$ – масса полезной нагрузки, $m_{\text{э}}$ – масса членов экипажа, $m_{\text{рв}}$ – масса рулевого винта, $m_{\text{кр}}$ – масса несущих поверхностей (крыльев).

Уравнение (1) является универсальным для всех типов эВКЛА, рассматриваемых в настоящей работе, как с полностью электрической, так и с гибридной силовой установкой. В общем случае уравнение (1) является нелинейным относительно N , и его решение возможно только численными методами.

Аэродинамический расчет для мультироторного ВКЛА с открытыми винтами и классического одновинтового вертолета

Согласно импульсной теории [13–16] силу тяги открытого несущего винта на режиме

висения можно оценить с достаточной для предварительных оценок точностью по формуле

$$T = (2\rho F_{\text{НВ}} N^2)^{1/3}, \quad (2)$$

где ρ – плотность воздуха, $F_{\text{НВ}} = 0,25\pi D_{\text{НВ}}^2$ – площадь, ометаемая несущим винтом, $D_{\text{НВ}}$ – диаметр несущего винта, N – мощность маршевого электродвигателя.

Преобразуя выражение (2) с учетом коэффициентов η , ξ и χ , учитывающих характеристики реального винта, получим

$$T = (N\xi\eta\sqrt{2\rho F_{\text{НВ}}\chi})^{2/3}, \quad (3)$$

где ξ – коэффициент, характеризующий механические потери мощности в трансмиссии, на охлаждение и уравнивание реактивного момента, η – КПД несущего винта, представляющий собой отношение полезной мощности, необходимой на поддержание аппарата в воздухе на режиме висения, к затраченной, N – мощность силовой установки, χ – отношение эффективной ометаемой площади, непосредственно участвующей в создании силы тяги, ко всей ометаемой площади $F_{\text{НВ}}$.

Приравняв силу тяги (3), умноженную на количество несущих винтов, к весу летательного аппарата $G = m_0 g = T n_{\text{НВ}}$, получим выражение для массы летательного аппарата

$$m_0 = \frac{n_{\text{НВ}}}{g} (N\xi\eta\sqrt{2\rho F_{\text{НВ}}\chi})^{2/3}, \quad (4)$$

где g – ускорение свободного падения.

Подставляя выражение (4) в уравнение (1), получаем нелинейное уравнение относительно N для режима висения:

$$\begin{aligned} & \frac{n_{\text{НВ}}}{g} (N \xi \eta \sqrt{2 \rho F_{\text{НВ}} \chi})^{\frac{2}{3}} (1 - \bar{m}_{\text{НС}} - \bar{m}_{\text{П}} - \bar{m}_{\text{Об общ.}} - \bar{m}_{\text{Об}} - \bar{m}_{\text{Пр}} - \bar{m}_{\text{ТД}}) - \\ & - N n_{\text{НВ}} k_{\text{ЭД}} k_p \left(\frac{1}{\bar{N}_{\text{ЭД}}} - \frac{1}{\bar{N}_{\text{Ген}}} - \frac{1}{\bar{N}_{\text{ЭД}}} (1 - \xi) - \frac{1}{\bar{N}_{\text{ТД}}} - \bar{m}_{\text{ИНВ}} \right) - \bar{m}_{\text{ак}} N n_{\text{НВ}} k_{\text{ЭД}} t_{\text{ак}} - \\ & - m_{\text{Т}} - m_{\text{ТР}} - m_{\text{СУ}} - m_{\text{ТС}} - m_{\text{МС}} - m_{\text{Ш}} - m_{\text{ПН}} - m_{\text{РВ}} - m_{\text{Э}} - m_{\text{КР}} = 0. \end{aligned} \quad (5)$$

Аналитическое выражение решения уравнения (5) слишком громоздко, поэтому решение было найдено численно.

Для расчета индуктивной мощности открытого винта на режиме косоугольного обтекания при полете вперед использовалась теория Глауэрта [13, 14]. Предполагалось, что несущий винт обтекается потоком со скоростью V под углом атаки α . Введем безразмерные составляющие скорости – параллельную диску винта и нормальную к нему. Эти составляющие скорости называются соответственно характеристикой режима работы винта μ и коэффициентом протекания λ и определяются формулами

$$\mu = \frac{V \cos \alpha}{\Omega R}, \quad \lambda = \frac{V \sin \alpha + v}{\Omega R} = \mu \tan \alpha + \lambda_i, \quad (6)$$

где Ω – угловая частота вращения несущего винта, R – радиус несущего винта, λ_i – индуктивная скорость, представленная в виде индуктивного коэффициента протекания

$$\lambda_i = \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}}, \quad (7)$$

где C_T – коэффициент тяги несущего винта.

Коэффициент протекания λ может быть найден из решения уравнения

$$\lambda - \mu \tan \alpha - C_T / (2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}) = 0. \quad (8)$$

Коэффициент тяги каждого несущего винта C_T рассчитывается по формуле

$$C_T = \frac{T}{\rho F_{\text{НВ}} (\Omega R)^2}. \quad (9)$$

Сила тяги несущего винта в формуле (9) может быть определена следующим образом:

$$T = G / (n_{\text{НВ}} \cos \alpha). \quad (10)$$

Формула (10) справедлива для любого типа ВКЛА с открытыми винтами.

Также вводилось предположение о том, что аэродинамическая интерференция между достаточно разнесенными друг от друга несущими винтами мультироторного ВКЛА является незначительной и может быть учтена вводом дополнительных поправок к индуктивной мощности [14]. Для случая легкого ВКЛА с достаточно разнесенными открытыми винтами без перекрытия или винтами в кольце такое предположение будет вполне допустимым для проведения предварительных расчетов.

В настоящей статье потребные значения силы тяги несущих винтов для всех рассмотренных типов ВКЛА на всех режимах полета были получены из решения балансирующих уравнений летательных аппаратов.

Мощность, потребную для горизонтального полета ВКЛА, можно представить в виде суммы индуктивной мощности, мощности, потребной на преодоление профильного и волнового сопротивления лопастей винтов, а также вредного сопротивления ненесущих элементов ВКЛА:

$$N_{\text{П}} = N_i + N_0 + N_w + N_p. \quad (11)$$

Или, переходя к коэффициентам мощности:

$$C_N = C_{N_i} + C_{N_0} + C_{N_w} + C_{N_p}. \quad (12)$$

Коэффициенты в формуле (12) можно вычислить следующим образом:

$$C_{N_i} = N_i / \rho F_{\text{НВ}} (\Omega R)^3 = T v / \rho F_{\text{НВ}} (\Omega R)^3, \quad (13)$$

$$C_{N_0} = \sigma c_{d_0} (1 + 4,6\mu^2) / 8, \quad (14)$$

$$C_{N_w} \approx K_c (M_0 - 0,4)^2, \quad (15)$$

где K_c – коэффициент сжимаемости, зависящий от аэродинамической компоновки, геометрической крутки и качества отделки лопастей, коэффициента силы тяги НВ, скорости полета ВКЛА.

$$C_{N_p} = X_a V / \rho F_{\text{НВ}} (\Omega R)^3. \quad (16)$$

Тогда потребная мощность $N_{\text{п}}$ будет определяться по формуле

$$N_{\text{п}} = C_N \rho F_{\text{НВ}} (\Omega R)^3. \quad (17)$$

Потребный момент на валу несущего винта можно оценить по формуле

$$M = N_{\text{п}} / \Omega. \quad (18)$$

Аэродинамический расчет для мультироторного ВКЛА с винтами в кольце

Для расчета силы тяги винта в кольце также использовалась импульсная теория [18]. Согласно этой теории силу тяги винта в кольце можно представить в виде суммы силы тяги винта и кольца:

$$T = T_{\text{к}} + T_{\text{в}}. \quad (19)$$

Выражение (19) удобно использовать в безразмерном виде, отнесенное к суммарной силе тяги винта в кольце T :

$$\bar{T}_{\text{к}} + \bar{T}_{\text{в}} = 1. \quad (20)$$

Суммарную силу тяги винта в кольце для режима работы на месте можно рассчитать по формуле

$$T = K (\sqrt{2\rho\pi R^2 \eta_0 N})^{2/3}, \quad (21)$$

где K – коэффициент качества системы «винт в кольце»,

$$K = \sqrt[3]{k_V / 2\bar{T}_{\text{к}0}}, \quad (22)$$

$$k_V = V_2 / V_1 = 1/n, \quad (23)$$

$$\bar{T}_{\text{к}0} = \frac{1}{2k_V} (k_V^2 + \xi_k), \quad (24)$$

n – степень расширения диффузора, $V_1 = V + v_1$ – скорость протекания в плоскости вращения винта, $V_2 = V + v_2$ – суммарная скорость в уходящей струе, V – скорость невозмущенного потока, ξ_k – суммарный коэффициент местных сопротивлений, P – потребная мощность винта в кольце на режиме работы на месте,

$$\xi_k = \xi_{\text{кол}} + \xi_{\text{д}} + \xi_o, \quad (25)$$

$\xi_{\text{кол}}$ – потери на входе в канал (коллектор), $\xi_{\text{д}}$ – потери в диффузоре, ξ_o – прочие потери от внутренних устройств.

Для расчета силы тяги винта в кольце в режиме осевой обдувки можно предположить, что невозмущенный поток набегаёт в направлении оси системы «винт в кольце» со скоростью V .

Выражение для относительной силы тяги винта, работающего в кольце, можно представить в виде

$$\bar{T}_{\text{в}} = \frac{\bar{T}_{\text{в}0} - \frac{\hat{V}}{2k_V} [\xi_{\text{кол}}(2 - \hat{V}) + k_V^2 \hat{V}]}{1 - \hat{V}}, \quad (26)$$

где $\bar{T}_{\text{в}0}$ – относительная тяга винта в режиме висения,

$$\hat{V} = 2 / \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4T k_V}{\rho F_{\text{НВ}} V^2}} \right). \quad (27)$$

Мощность, потребляемая винтом, работающим в кольце, определится как вентиляционная мощность:

$$N = T_R V_1, \quad (28)$$

где V_1 – скорость протекания в плоскости вращения винта.

Введем безразмерную скорость $\tilde{V}_1 = V_1/v_{10}$, где $v_{10} = \sqrt{T/\rho k_V F_{\text{нв}}}$ – скорость протекания через диск винта в режиме висения. В случае осевой обдувки выражение

$$T = m(V_2 - V) = m(k_V V_1 - V); \quad m = \rho F_{\text{нв}} V_1 = \rho F_{\text{нв}} V_2 / k_V. \quad (29)$$

Выражая V_1 из (29) и относя все скорости к v_{10} , получаем

$$\tilde{V}_1 = \left(\tilde{V} + \sqrt{\tilde{V}^2 + 4k_V^2} \right) / 2k_V. \quad (30)$$

Как было показано в работе [18], все формулы, приведенные нами выше, могут быть применены и для работы системы «винт в кольце» в режиме косоугольного обтекания. Такой режим характерен для ВКЛА, имеющих в качестве несущей системы зафиксированные относительно фюзеляжа ЛА установки «винт в кольце», в горизонтальном полете и при наборе высоты по наклонной траектории. Для конвертопланов косоугольное обтекание характерно на переходном режиме конвертации. Таким образом, расчет аэродинамических характеристик системы «винт в кольце» в режиме косоугольного обтекания ведется тем же способом, что и в режиме осевого обтекания при заданной осевой компоненте скорости $V_y = V \sin \alpha$. Однако необходимо отметить, что применение такого способа для режима косоугольного обтекания допустимо, если длина канала достаточна для того, чтобы протекающий через винт поток полностью потерял на стенках канала горизонтальную составляющую скорости и осевой поток на выходе из диффузора стал полностью расширенным с давлением в струе, равным атмосферному.

Аэродинамический расчет крыла для конвертируемого мультироторного ВКЛА

Аэродинамический расчет несущих поверхностей для конвертируемых аппаратов с четырьмя поворотными винтами (рис. 3) вы-

для $\tilde{V}_1$ можно получить, применяя уравнение импульсов к воздушной струе, набегающей вдоль оси системы «винт в кольце».

полнялся аналитически по методике, приведенной в работе [8]. Для конвертируемых легких ВКЛА наиболее оправданным с точки зрения простоты расчета и технологичности является применение прямоугольных в плане крыльев.

Коэффициент подъемной силы крыла конечного размаха на линейном участке зависимости от угла атаки α может быть вычислен по формуле

$$c_{ya} = c_{ya0} + c_{ya}^{\alpha} \alpha, \quad (31)$$

где c_{ya0} – коэффициент подъемной силы крыла при $\alpha = 0$, c_{ya}^{α} – производная коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки.

$$c_{ya}^{\alpha} = c_{ya0}^{\alpha} / [1 + (57,3 c_{ya0}^{\alpha} / e \pi \lambda)]. \quad (32)$$

С учетом формулы (32) выражение (31) можно записать в виде

$$c_{ya} = \frac{1}{1 + (57,3 c_{ya0}^{\alpha} / e \pi \lambda)} (c_{ya0} + c_{ya0}^{\alpha} \alpha), \quad (33)$$

где c_{ya0} и c_{ya0}^{α} – соответственно коэффициент подъемной силы и производная коэффициента подъемной силы по углу атаки для двумерного профиля, $e \leq 1$ – коэффициент Освальда, учитывающий отличие распределения циркуляции по крылу конечного размаха от эллиптического, λ – удлинение крыла. В качестве основного аэродинамического профиля крыла в настоящей работе использовался профиль NACA 2412, широко применяемый для крыльев легкомоторных самолетов.

Коэффициент аэродинамического сопротивления крыла конечного размаха можно представить в виде

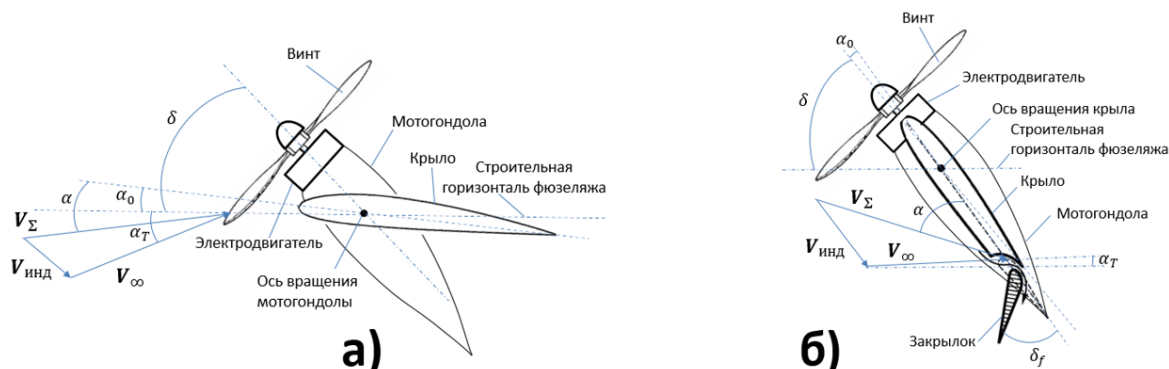


Рис. 4. Схема обдувки крыла конвертоплана: а – с поворотными мотогондолой; б – с поворотным крылом

Fig. 4. Diagram of tilt-rotor wing slipstream with the tilt nacelles (a) and wing (б)

$$c_{xa} = c_{xap} + c_{xai} + c_{xav}, \quad (34)$$

где c_{xap} – коэффициент вредного сопротивления, c_{xai} – коэффициент индуктивного сопротивления, c_{xav} – коэффициент волнового сопротивления.

Для малых скоростей полета, характерных для легких ВКЛА, коэффициент c_{xav} можно не учитывать. Коэффициент индуктивного сопротивления можно рассчитать по формуле

$$c_{xai} = c_{ya}^2 / e \pi \lambda. \quad (35)$$

Коэффициент вредного сопротивления крыла можно приблизительно рассчитать по формуле

$$c_{xap} = c_{xa0} + k c_{ya}^2, \quad (36)$$

где c_{xa0} – коэффициент вредного сопротивления крыла при $c_{ya} = 0$; k – безразмерный коэффициент.

С учетом выражений (31) и (34) аэродинамические силы, действующие на крыло, можно представить в скоростной системе координат в следующем виде:

$$\text{– подъемная сила: } Y_{акр} = c_{ya} S_{кр} q, \quad (37)$$

$$\text{– сила сопротивления: } X_{акр} = c_{xa} S_{кр} q, \quad (38)$$

где $S_{кр}$ – площадь крыла, $q = \rho V^2 / 2$ – скоростной напор.

Расчет балансирующих углов поворота винтов мультироторного ВКЛА на режиме конвертации

Для расчета потребных балансирующих углов поворота винтов δ (рис. 4, а) конвертоплана квадрокоптерного типа на режиме конвертации запишем уравнения статической балансировки по силам в скоростной системе координат:

$$n_{HB} T \cos(\alpha + \delta) - X_a(\alpha, \delta) - G \sin \gamma = 0, \quad (39)$$

$$n_{HB} T \sin(\alpha + \delta) - Y_a(\alpha, \delta) - G \cos \gamma = 0, \quad (40)$$

где T – сила тяги винта, G – полетный вес конвертоплана, α – угол атаки конвертоплана, γ – угол наклона траектории, $X_a(\alpha, \delta)$, $Y_a(\alpha, \delta)$ – сила сопротивления и подъемная сила ВКЛА соответственно.

Расчет балансирующих углов поворота крыла мультироторного ВКЛА на режиме конвертации

Для случая конвертоплана квадрокоптерного типа с поворотным крылом уравнения статической балансировки по силам имеют вид, аналогичный уравнениям (39) и (40).

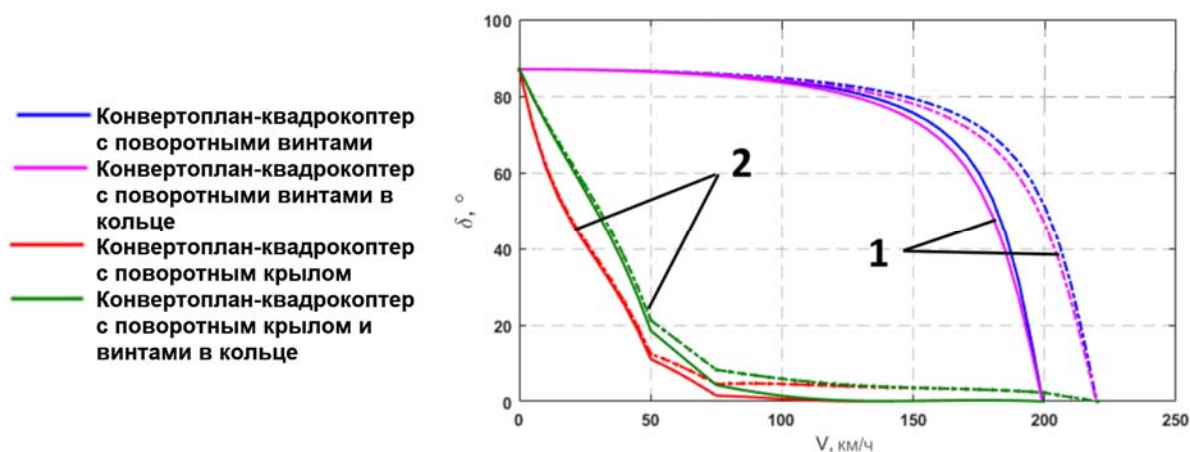


Рис. 5. Зависимость балансировочных отклонений винтов от скорости полета для конвертоплана-квадрокоптера с поворотными мотогондолами (1) и поворотными крыльями (2) на режиме конвертации. Сплошные линии – $H = 0$ м, пунктирные линии – $H = 2000$ м.

Случай гибридной СУ

Fig. 5. Dependence of rotor trim deflections on the airspeed for the tilt rotor-quadcopter with the tilt nacelles (1) and wing (2) at the conversion mode.

Solid lines – $H = 0$ m, dashed lines – $H = 2000$ m. Hybrid power plant

Однако расчет аэродинамических сил на режиме конвертации в этом случае несколько усложняется. Крыло таких аппаратов на режиме конвертации работает на больших углах атаки (рис. 4, б) и требует применения механизации крыла и (или) систем активного управления пограничным слоем.

Скорость обдувки поворотного крыла можно представить как векторную сумму скорости набегающего потока и скорости воздушной струи от винтов:

$$V_{\Sigma} = \sqrt{V_{\infty}^2 + V_{\text{инд}}^2 + 2V_{\infty}V_{\text{инд}} \cos(\alpha + \delta + \alpha_0)}; \quad (41)$$

Угол атаки крыла с учетом обдувки струей от воздушного винта может быть рассчитан следующим образом:

$$\alpha_{\text{кр}} = \sin^{-1} \left(\frac{V_{\infty}}{V_{\Sigma}} \sin(\alpha + \delta + \alpha_0) \right). \quad (42)$$

В частном случае, когда $V_{\text{инд}} \ll V_{\infty}$ и $V_{\infty}/V_{\Sigma} \rightarrow 1$, угол $\alpha_{\text{кр}}$ является просто суммой угла атаки конвертоплана, угла поворота крыла и угла установки оси винта относительно хорды крыла:

$$\alpha_{\text{кр}} = \alpha + \delta + \alpha_0. \quad (43)$$

Программа выпуска механизации на поворотном крыле может иметь, например, следующий вид:

– в диапазоне скорости полета от 0 до 50 км/ч закрылки выпускаются по линейному закону от 0 до 40° ;

– в диапазоне скорости полета от 50 до 75 км/ч закрылки выпущены на максимальный угол 40° ;

– на скорости полета от 75 до 200 км/ч закрылки убираются по линейному закону от 40° до 0° .

Приведенные выше диапазоны скоростей и значения углов отклонения закрылков могут существенно изменяться в зависимости от выбранной скорости начала конвертации, используемых аэродинамических профилей крыла и наличия систем активного управления пограничным слоем.

Полученные зависимости балансировочного угла отклонения винтов на переходном режиме конвертации приведены на рис. 5.

Таблица 1
Table 1

Исходные данные для расчета эВКЛА с гибридной СУ
Bench-mark data for the eVTOL aircraft estimation with the hybrid power plant

Параметры	Классический вертолет	Квадрокоптер с открытыми винтами	Квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и винтами в кольце
n_{HB}	1	4	4	4	4	4	4
$D_{HB}, \text{м}$	10	3	3	3	3	3	3
η	0,7	0,86	0,91	0,79	0,91	0,79	0,91
χ	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95
ξ	0,85	1	1	1	1	1	1
$C_e, \text{кг/кВт}\cdot\text{ч}$	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
$\bar{N}_{ЭД}, \text{кВт/кг}$	5	5	5	5	5	5	5
$\bar{N}_{ген}, \text{кВт/кг}$	5	5	5	5	5	5	5
$\bar{m}_{ак}, \text{кг/кВт}\cdot\text{ч}$	4	4	4	4	4	4	4
$\bar{m}_{инв}, \text{кг/кВт}$	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
$\bar{N}_{ТД}, \text{кВт/кг}$	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3
$m_{пн}, \text{кг}$	210	210	210	210	210	210	210
λ	—	—	—	6	5,6	6	5,6

Результаты расчета летно-технических характеристик различных аэродинамических схем эВКЛА

Исходные данные для расчета параметров аэродинамических конфигураций эВКЛА с гибридной силовой установкой приведены в табл. 1.

Удельные массовые параметры, достижимые на сегодняшний день для маршевых электродвигателей, генераторов, аккумуляторных батарей, инверторов, дизельных и газотурбинных СУ, задавались на основе информации, представленной в открытых источниках и работах [19–21].

Расчет был выполнен для двух вариантов силовой установки: 1) гибридная СУ с ДВС

и возможностью выполнения висения на аккумуляторных батареях в течение 5 мин; 2) полностью электрическая СУ. Применение дизельного двигателя в гибридной силовой установке с ДВС наиболее предпочтительно в силу его наилучшей топливной экономичности среди других типов двигателей внутреннего сгорания. Полученное в результате расчета распределение масс элементов конструкции для всех рассмотренных типов эВКЛА, отнесенных к взлетной массе (m_0), для гибридной силовой установки представлено в табл. 2. Распределение масс в относительном выражении для рассматриваемых эВКЛА показано на рис. 6.

Из полученных зависимостей следует, что основной вклад в массу аппаратов с гибридной силовой установкой вносят составляющие масс конструкции фюзеляжа и двигателя

Таблица 2
Table 2

Результаты расчета для эВКЛА с гибридной СУ
Estimation results for eVTOL aircraft with the hybrid power plant

Параметры	Классический вертолет	Квадрокоптер с открытыми винтами	Квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и винтами в кольце
$\bar{m}_{ТД}$	0,1466	0,1830	0,1933	0,1921	0,1586	0,1907	0,1580
$\bar{m}_{П}$	0,1566	0,1253	0,1253	0,1253	0,1253	0,1253	0,1253
$m_{ПН}/m_0$	0,1058	0,0946	0,0872	0,0859	0,0933	0,0870	0,0941
$\bar{m}_{НС}$	0,0688	0,0739	0,0788	0,0670	0,0842	0,0679	0,0850
$\bar{m}_{Э}$	0,0806	0,0721	0,0665	0,0654	0,0711	0,0663	0,0717
$\bar{m}_{ак}$	0,0573	0,0715	0,0756	0,0693	0,0653	0,0689	0,0650
$\bar{m}_{инв}$	0,0172	0,0215	0,0227	0,0208	0,0196	0,0207	0,0195
$\bar{m}_{Т}$	0,0660	0,0590	0,0544	0,0536	0,0582	0,0543	0,0587
$\bar{m}_{об}$	0,0615	0,0550	0,0507	0,0499	0,0542	0,0506	0,0547
$\bar{m}_{ЭД}$	0,0344	0,0859	0,0907	0,0832	0,0783	0,0826	0,0780
$\bar{m}_{ген}$	0,0344	0,0429	0,0454	0,0416	0,0392	0,0413	0,0390
$\bar{m}_{СУ}$	0,0309	0,0277	0,0255	0,0251	0,0273	0,0254	0,0275
$\bar{m}_{пр}$	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400
$\bar{m}_{об\ общ.}$	0,0160	0,0143	0,0131	0,0129	0,0141	0,0131	0,0142
$\bar{m}_{ТС}$	0,0147	0,0132	0,0121	0,0119	0,0130	0,0121	0,0131
$\bar{m}_{ш}$	0,0130	0,0116	0,0107	0,0105	0,0114	0,0107	0,0115
$\bar{m}_{МС}$	0,0096	0,0086	0,0079	0,0078	0,0085	0,0079	0,0085
$\bar{m}_{тр}$	0,0438	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
$\bar{m}_{РВ}$	0,0027	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
$\bar{m}_{кр}$	0,0000	0,0000	0,0000	0,0377	0,0385	0,0351	0,0360
m_0 , кг	1984	2219	2407	2446	2251	2413	2231

внутреннего сгорания. Причем для одновинтового вертолета вклад массы конструкции фюзеляжа преобладает. Это можно объяснить наименьшей потребной мощностью силовой установки вертолета по сравнению с квадрокоптерами.

В случае полностью электрической силовой установки основной вклад в массу аппаратов всех типов вносят аккумуляторные батареи. Для одновинтового вертолета их масса достигает 28,5 % от максимальной взлетной

массы аппарата. Максимальный вклад в 39,5 % аккумуляторные батареи вносят в массу квадрокоптера с винтами в кольце. Для квадрокоптера с открытыми винтами она достигает 38,4 %. По коэффициенту весовой отдачи (10,6–11,7 %) преимущество остается за одновинтовым вертолетом для обоих типов силовой установки. Наименьшему значению весовой отдачи соответствует схема квадрокоптера с винтами в кольце (8,6–8,7 %).

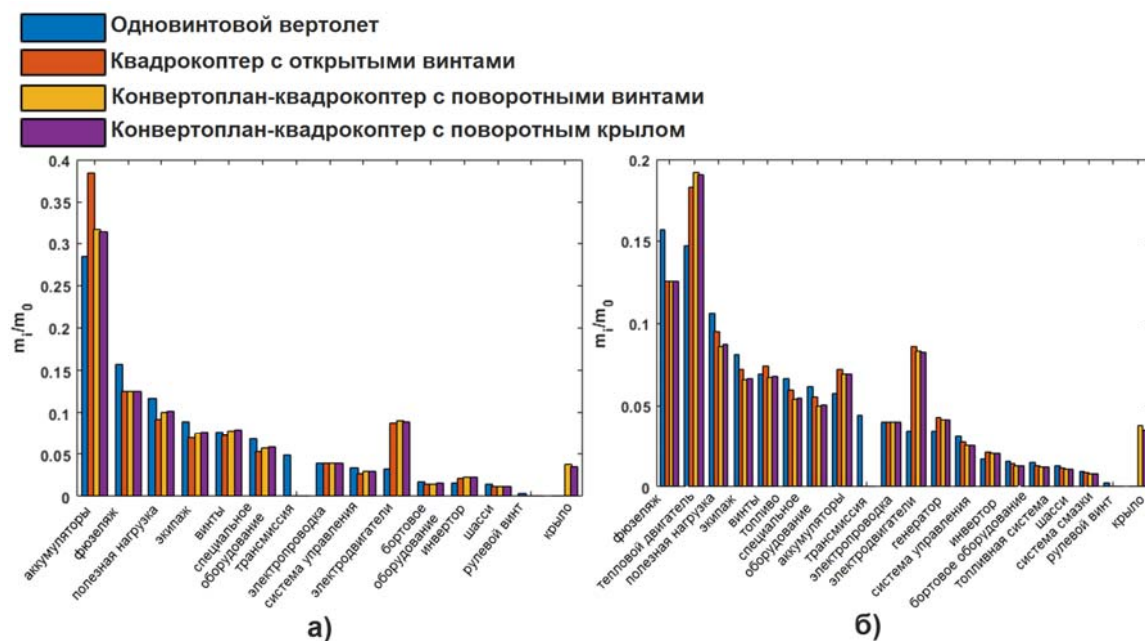


Рис. 6. Распределение масс элементов конструкции. Полностью электрическая (а) и гибридная (б) силовая установка

Fig. 6. Structural components mass distribution for eVTOL aircraft with the all-electric (a) and hybrid (b) power plant

Дальность и продолжительность полета аппаратов с гибридной силовой установкой определяется запасом топлива на борту и может быть вычислена по формулам, применяемым для расчета ЛТХ летательных аппаратов с традиционной силовой установкой.

$$L = \int_{m_1}^{m_0} \frac{dm}{q_r}, \quad (42)$$

$$t = \int_{m_1}^{m_0} \frac{dm}{q_h}, \quad (43)$$

где m_0 и m_1 – масса эВКЛА соответственно в начале и в конце участка горизонтального полета, для которого выполняется расчет. Если в полете не сбрасывается груз, то изменение массы эВКЛА равно расходу топлива на участке горизонтального полета:

$$m_T = m_0 - m_1.$$

Часовой и километровый расход топлива q_h и q_r для эВКЛА могут быть выражены че-

рез удельный расход топлива двигателем C_e и потребляемую мощность двигателя N :

$$q_h = C_e N, \quad q_r = \frac{C_e N}{3,6V}. \quad (44)$$

Приближенный расчет дальности и продолжительности полета для эВКЛА с полностью электрической силовой установкой можно выполнить по формулам

$$t = \frac{Q}{N}, \quad L = 3,6Vt. \quad (45)$$

Результат, полученный по формулам (45), будет являться оценкой сверху, так как емкость реальных аккумуляторов в соответствии с законом Пикерта (Peukert) ниже идеальной в силу ее зависимости от силы тока разряда и, соответственно, от потребляемой мощности силовой установки.

Полученные зависимости потребляемой мощности силовых установок эВКЛА, дальности, продолжительности и вертикальной скорости от истинной воздушной скорости приведены

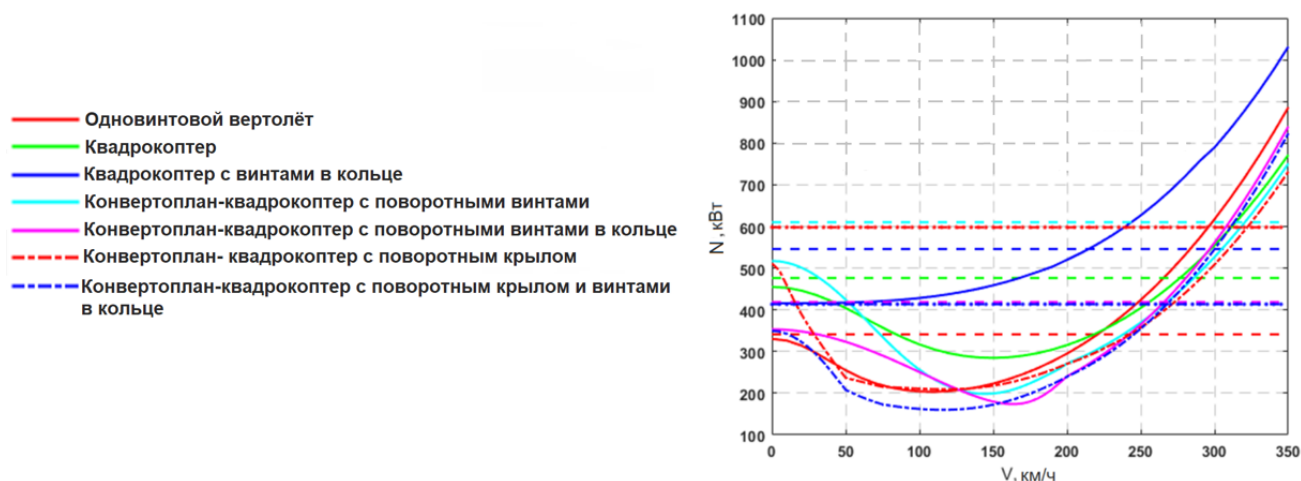


Рис. 7. Зависимости потребляемой мощности эВКЛА от скорости полета для высоты $H = 0$ м. Пунктирные линии – располагаемая мощность эВКЛА. Случай гибридной СУ

Fig. 7. Dependence of eVTOL drag power on airspeed for the height $H = 0$ m. The dashed lines are eVTOL apparent power. Hybrid power plant

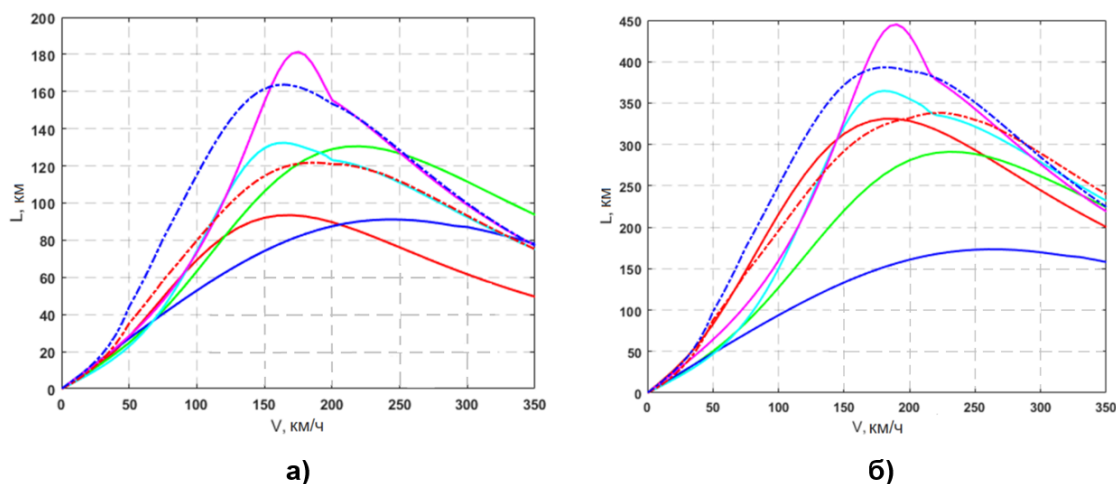


Рис. 8. Зависимость дальности полета эВКЛА от скорости для высоты полета $H = 2000$ м:

a – полностью электрическая СУ; *б* – гибридная СУ

Fig. 8. Dependence of the eVTOL flying range on airspeed for the height $H = 2000$ m:

a – all-electric power plant; *б* – hybrid power plant

на рис. 7–10. В диапазоне скоростей полета до 220 км/ч среди всех типов, рассмотренных нами эВКЛА, наибольшими преимуществами по дальности и продолжительности полета в случае использования гибридной силовой установки обладает одновинтовой вертолет. Наибольшей максимальной скоростью полета (около 270 км/ч) обладает квадрокоптер с открытыми винтами. В диапазоне малых скоростей полета от 0 до 60 км/ч наибольшей вер-

тикальной скоростью обладает квадрокоптер с винтами в кольце, причем как для варианта с гибридной, так и полностью электрической силовой установкой. Это объясняется большим КПД винтов в кольце на режимах висения и малых скоростей.

Среди аппаратов с полностью электрической силовой установкой наибольшими преимуществами по дальности и продолжительности полета на скорости больше 120 км/ч

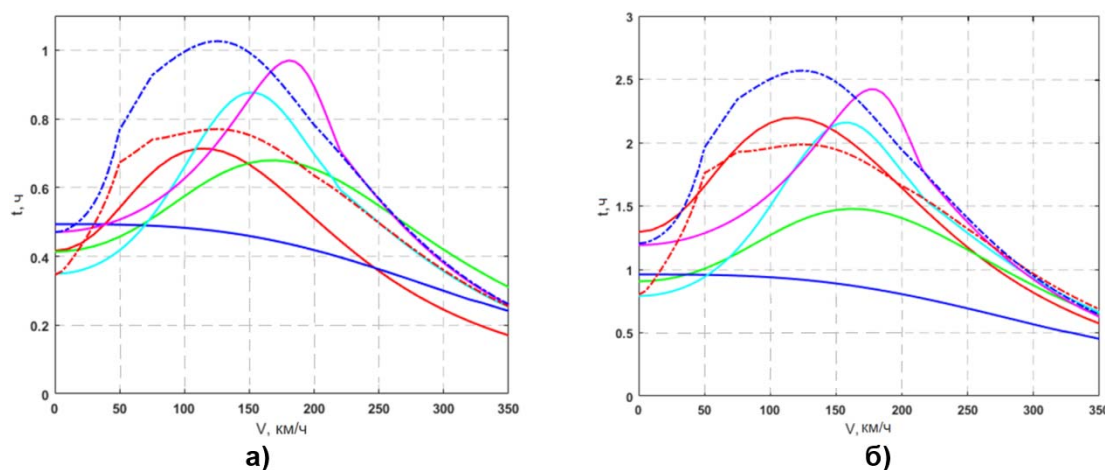


Рис. 9. Зависимость продолжительности полета эВКЛА от скорости для высоты полета $H = 2000$ м:
 a – полностью электрическая СУ; b – гибридная СУ

Fig. 9. Dependence of the eVTOL flight duration on airspeed, for the height $H = 2000$ m:
 a – all-electric power plant; b – hybrid power plant

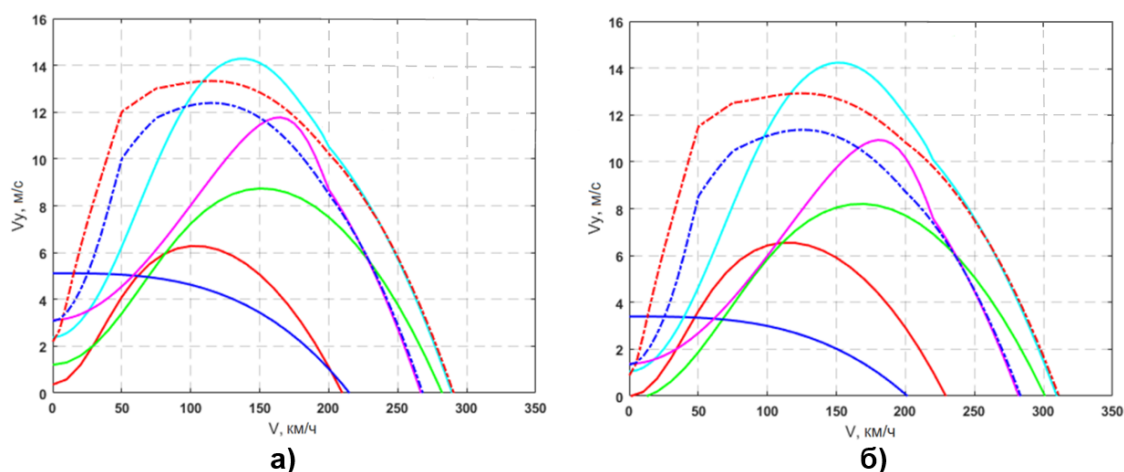


Рис. 10. Зависимость вертикальной скорости эВКЛА от поступательной скорости для высоты полета:
 a – $H = 0$ м; b – $H = 2000$ м. Полностью электрическая СУ

Fig. 10. Dependence of the eVTOL vertical speed on the forward speed for the height:
 a – $H = 0$ м; b – $H = 2000$ м. All-electric power plant

обладает квадрокоптер с открытыми винтами благодаря большей относительной емкости аккумуляторных батарей (38,4 % массы ЛА против 28,5 % у одновинтового вертолета).

Также необходимо отметить, что аппараты, выполненные по схеме квадрокоптера, будут обладать примерно на 50 км/ч большей крейсерской скоростью полета по сравнению с одновинтовым вертолетом.

Среди всех конвертируемых аппаратов с крылом наибольшими преимуществами по дальности и продолжительности полета об-

ладают ВКЛА с винтами в кольце. Это утверждение справедливо для конвертируемых ВКЛА как с полностью электрической, так и с гибридной силовой установкой.

С точки зрения максимально достижимых ЛТХ с существующими на сегодняшний день удельными параметрами электрических машин и аккумуляторных батарей наибольшими преимуществами будут обладать эВКЛА с гибридной силовой установкой. Такие эВКЛА будут обладать в 2–2,5 раза большей дальностью и продолжительностью полета

по сравнению с полностью электрическими аппаратами.

Заключение

На основании результатов проведенных исследований аэродинамических схем эВКЛА можно заключить, что при существующем на сегодняшний день и достижимом в ближайшей перспективе уровне развития технологий возможно создание конкурентоспособных аппаратов с пассажироместимостью до четырех человек для использования в качестве городского аэротакси. Полностью электрическая силовая установка с применением аккумуляторных батарей в качестве единственного источника энергии может быть использована для создания эВКЛА с продолжительностью полета на крейсерском режиме около 30–40 мин и дальностью полета до 100–130 км.

Использование конвертируемых ВКЛА с крылом позволит увеличить дальность и продолжительность полета на 50 км и 20 мин соответственно. Такой уровень ЛТХ вполне приемлем для использования подобных аппаратов в качестве городского аэротакси. Аппараты без несущих поверхностей с гибридной силовой установкой, с дальностью полета 170–330 км возможно целесообразнее использовать для перелетов между ближайшими городами.

Конвертируемые ВКЛА с дальностью полета 340–450 км лучше подойдут для дальнего междугороднего авиасообщения.

Использование ВКЛА типа конвертоплан также позволит увеличить крейсерскую скорость полета приблизительно на 50 км/ч. Максимальная скорость таких аппаратов в случае использования максимальной мощности электромоторов может достигать 350–400 км/ч.

Для эВКЛА типа конвертоплан-квадрокоптер с поворотными несущими поверхностями потребуется система закрылков и (или) система активного управления пограничным слоем, так как крылья такого ЛА в диапазоне

малых скоростей полета работают на больших углах атаки.

Среди эВКЛА как с полностью электрической, так и с гибридной силовой установкой наибольшими преимуществами в диапазоне малых скоростей полета будут обладать аппараты с винтами в кольцевых обтекателях. Такие ВКЛА также будут обладать несомненными преимуществами при полетах в центральных частях мегаполисов с высокой застройкой вследствие своей высокой скороподъемности, а также безопасности для обслуживающего персонала и пассажиров.

Список литературы

1. Есаулов С.Ю., Мясников М.И., Ильин И.Р. Обзор методов расчета летно-технических характеристик электрических летательных аппаратов вертикального взлета и посадки // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 5. С. 33–39.
2. Miasnikov M.I., Esaulov S.Yu., Ilyin I.R. VTOL aerodynamic configurations analysis for urban air mobility [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 18 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16448 (дата обращения: 11.10.2022).
3. Han D., Barakos G.N. Comparison of design features of quadrotor aircraft and helicopters from the point of view of flight performance [Электронный ресурс] // Proceedings of the 47th European Rotorcraft Forum, 7–9 September 2021. URL: <https://eprints.gla.ac.uk/251107/1/251107.pdf> (дата обращения: 11.10.2022).
4. Snyder C.A. More / All electric vertical take-off and landing (VTOL) vehicle sensitivities to propulsion and power performance [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 13 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16447 (дата обращения: 11.10.2022).
5. Sridharan A., Govindarajan B. Evaluation of sizing strategies for eVTOL UAV configurations [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 22 p. DOI:

10.4050/F-0076-2020-16455 (дата обращения: 11.10.2022).

6. **Beals N., Govindarajan B., Singh R.** Conceptual design of UAS configurations with dissimilar rotors [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 11 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16457 (дата обращения: 11.10.2022).

7. **Stevens J., Rademaker E., Scullion C. и др.** Design evaluation and performance assessment of rotorcraft technology by 2050 [Электронный ресурс] // Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. URL: <https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/15087> (дата обращения: 11.10.2022).

8. **Buchwald M.** Implementation of a flight simulation tool into a rotorcraft design environment / M. Buchwald, P. Weiland, D. Schwinn, F. Wolters [Электронный ресурс] // Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. URL: <https://hdl.handle.net/20.500.11881/4105> (дата обращения: 11.10.2022).

9. **Lee D., Kang S., Yee K.** A comparison study of rotorcraft with hybrid electric propulsion system [Электронный ресурс] // Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. URL: <https://hdl.handle.net/20.500.11881/4041> (дата обращения: 11.10.2022).

10. **Lee D., Jeong S., Yee K.** Development of a conceptual design tool for various compound helicopters [Электронный ресурс] // Proceedings of the 44th European Rotorcraft Forum, Delft, Netherlands, 18–21 September 2018. URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/4003> (дата обращения: 11.10.2022).

11. **Schrage D.P., Walters R.** Conceptual design tradeoffs for future single main rotor compound helicopters [Электронный ресурс] // Proceedings of the 44th European Rotorcraft Forum, Delft, Netherlands, 18–21 September 2018. URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/4001> (дата обращения: 11.10.2022).

12. **Браверман А.С., Перлштейн Д.М., Лаписова С.В.** Балансировка одновинтового вертолета. М.: Машиностроение, 1975. 176 с.

13. **Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С. и др.** Вертолеты, расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966. 457 с.

14. **Johnson W.** Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 2013. 944 p. DOI: 10.1017/CBO9781139235655

15. **Leishman J.G.** Principles of helicopter aerodynamics. 2nd ed. Cambridge University Press, 2006. 866 p.

16. **Bramwell A.R.S., Done G., Balmford D.** Bramwell's helicopter dynamics. 2nd ed. Butterworth-Heinemann, 2001. 377 p.

17. **Kundu A.K., Price M.A., Riordan D.** Conceptual aircraft design: An industrial approach 1st ed. John Wiley & Sons, 2019. 1053 p.

18. **Шайдаков В.И.** Аэродинамика винта в кольце: учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 1996. 88 с.

19. **Vepa R.** Electric aircraft dynamics. 1st ed. CRC Press, 2020. 350 p. DOI: 10.1201/9780429202315

20. **Haran K., Madavan N., O'Connell T.C.** Electrified aircraft propulsion. 1st ed. Cambridge University Press, 2022. 298 p.

21. **Daidzic N.E., Piancastelli L., Cattini A.** Diesel engines for light-to-medium helicopters and airplanes (Editorial) // International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace. 2014. Vol. 1, iss. 3. Pp.1–18. DOI: 10.15394/ijaaa.2014.1023

References

1. **Esaulov, S.Yu., Myasnikov, M.I., Piyin, I.R.** (2022). Design methodology review of electric vertical take-off and landing aircraft performance. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 5, pp. 33–39. (in Russian)

2. **Miasnikov, M.I., Esaulov, S.Yu., Piyin, I.R.** (2020). VTOL aerodynamic configurations analysis for urban air mobility. In: *Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, 5–8 October, 18 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16448 (accessed: 11.10.2022).

3. **Han, D., Barakos, G.N.** (2021). Comparison of design features of quadrotor aircraft

and helicopters from the point of view of flight performance. In: *Proceedings of the 47th European Rotorcraft Forum*, September 7–9. Available at: <https://eprints.gla.ac.uk/251107/1/251107.pdf> (accessed: 11.10.2022).

4. **Snyder, C.A.** (2020). More / All electric vertical take-off and landing (VTOL) vehicle sensitivities to propulsion and power performance. In: *Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, October 5–8, 13 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16447 (accessed: 11.10.2022).

5. **Sridharan, A., Govindarajan, B.** (2020). Evaluation of sizing strategies for eVTOL UAV configurations. In: *Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, October 5–8, 22 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16455 (accessed: 11.10.2022).

6. **Beals, N., Govindarajan, B., Singh, R.** (2020). Conceptual design of UAS configurations with dissimilar rotors. In: *Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, October 5–8, 11 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16457 (accessed: 11.10.2022).

7. **Stevens, J., Rademaker, E., Scullion, C. et al.** (2019). Design evaluation and performance assessment of rotorcraft technology by 2050. In: *Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, September 17–20. Available at: <https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/15087> (accessed: 11.10.2022).

8. **Buchwald, M., Weiland, P., Schwinn, D., Wolters, F.** (2019). Implementation of a flight simulation tool into a rotorcraft design environment. In: *Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, September 17–20. Available at: <https://hdl.handle.net/20.500.11881/4105> (accessed: 11.10.2022).

9. **Lee, D., Kang, S., Yee, K.** (2019). A comparison study of rotorcraft with hybrid electric propulsion system. In: *Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, September 17–20. Available at: <https://hdl.handle.net/20.500.11881/4041> (accessed: 11.10.2022).

10. **Lee, D., Jeong, S., Yee, K.** (2018). Development of a conceptual design tool for various compound helicopters. In: *Proceedings of*

the 44th European Rotorcraft Forum, Delft, Netherlands, September 18–21. Available at: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/4003> (accessed: 11.10.2022).

11. **Schrage, D.P., Walters, R.** (2018). Conceptual design tradeoffs for future single main rotor compound helicopters. In: *Proceedings of the 44th European Rotorcraft Forum*, Delft, Netherlands, September 18–21. Available at: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/4001> (accessed: 11.10.2022).

12. **Braverman, A.S., Perlshtein, D.M., Lapisova, S.V.** (1975). Balancing of a single-rotor helicopter. Moscow: Mashinostroyeniye, 176 p. (in Russian)

13. **Mil, M.L., Nekrasov, A.V., Braverman, A.S. et al.** (1966). Helicopters, calculation and design. Vol. 1. Aerodynamics. Moscow: Mashinostroyeniye, 457 p. (in Russian)

14. **Johnson, W.** (2013). Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 944 p. DOI: 10.1017/CBO9781139235655

15. **Leishman, J.G.** (2003). Principles of helicopter aerodynamics. 2nd ed., Cambridge University Press, 866 p.

16. **Bramwell, A.R.S., Done, G., Balmford, D.** (2001). Bramwell's helicopter dynamics. 2nd ed., Butterworth-Heinemann, 377 p.

17. **Kundu, A.K., Price, M.A., Riordan, D.** (2019). Conceptual aircraft design: An industrial approach. 1st ed., John Wiley & Sons, 1053 p.

18. **Shaidakov, V.I.** (1996). Aerodynamics of the screw in the ring: Tutorial. Moscow: Izdatelstvo MAI, 88 p. (in Russian)

19. **Vepa, R.** (2020). Electric aircraft dynamics. 1st ed., CRC Press, 350 p. DOI: 10.1201/9780429202315

20. **Haran, K., Madavan, N., O'Connell, T.C.** (2022). Electrified aircraft propulsion. 1st ed., Cambridge University Press, 298 p.

21. **Daidzic, N.E., Piancastelli, L., Cattini, A.** (2014). Diesel engines for light-to-medium helicopters and airplanes (Editorial). *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 1, issue 3, pp.1–18. DOI: 10.15394/ijaaa.2014.1023

Сведения об авторах

Мясников Максим Игоревич, кандидат физико-математических наук, руководитель управления научно-технических проектов, программ и взаимодействия с научными организациями АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», m.myasnikov@nhc.aero.

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, Scientific and Engineering Projects, Programs and Interaction with Scientific Institutions Manager, JSC “Mil and Kamov National Center of Helicopter Engineering”, m.myasnikov@nhc.aero.

Igor R. Ilyin, Senior Specialist, the Division of the Coordination and Integration Research and Technological Groundwork Analysis, JSC “Mil and Kamov National Center of Helicopter Engineering”, irilyin@mi-helicopter.ru.

Поступила в редакцию	22.03.2023	Received	22.03.2023
Одобрена после рецензирования	10.04.2023	Approved after reviewing	10.04.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023

ББК 05
Н 34
Св. план 2023

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 26, № 04, 2023
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 26, No. 04, 2023

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Оформить подписку на печатную версию журнала можно на сайте Объединенного каталога «Пресса России» www.pressa-rf.ru. Подписной индекс 84254.

Подписано в печать 20.07.2023.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

14,0 усл. печ. л.

Заказ № 986 / ...

Тираж 50 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: artpress@mail.ru

© Московский государственный
технический университет ГА, 2023