Том 27, № 01, 2024 ISSN 2079-0619
e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 27, No. 01, 2024

Издается с 1998 г.

Москва
2024

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

Главная редакция

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

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

Ответственные секретари главной редакции: ***Наумова Т.В.***, доцент, д. филос. н., профессор кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;
Полешкина И.О., доцент, 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, Хиан, Китай;

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

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

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

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

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

Editorial Board

Editor-in-Chief: ***Boris P. Eliseev***, Professor, Doctor of Sciences, Rector, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Deputy Editor-in-Chief: ***Vadim V. Vorobyev***, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Executive Secretaries: ***Tatiana V. Naumova***, Associate Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
Irina O. Poleshkina, Associate Professor, Candidate of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Chief Editorial Board:

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

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

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

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

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

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

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

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 Crescenzio, Professor, Department of Industrial Engineering DIN, University of Bologna, Bologna, Italy;

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

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

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Editorial Council

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Ametov A.A., Chichkov B.A.
High pressure turbine rotor blades heating duration experimental estimates prior to the bypass turbofan engine start for reducing thermal stresses 8

Benyaminova P.I., Feoktistova O.G.
Model of the process safety management system at an airline 18

Малышев М.И., Кожанов Е.Н.
Развитие международного мультимодального коридора «Север – Юг» и меры интеграции региональной транспортной инфраструктуры 28

Стрелков В.В.
Оценка значимости основных факторов риска авиационного происшествия на посадке на основании анализа результатов опроса пилотов гражданской авиации 43

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Верещиков Д.В., Макаров И.К., Моисеева И.С., Баранцев С.М.
Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата 61

Михайлов Ю.С.
Снижение влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета 72

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

Ametov A.A., Chichkov B.A.
High pressure turbine rotor blades heating duration experimental estimates prior to the bypass turbofan engine start for reducing thermal stresses 8

Benyaminova P.I., Feoktistova O.G.
Model of the process safety management system at an airline 18

Malyshev M.I., Kozhanov E.N.
The development of the North–South International Multimodal Transport Corridor and the measures to integrate the regional transport infrastructure 28

Strelkov V.V.
Significance assessment of the main risk factors of landing accidents based on the results of the survey of civil aviation pilots 43

MECHANICAL ENGINEERING

Vereshchikov D.V., Makarov I.K., Moiseeva I.S., Barantsev S.M.
Full-scale simulator to test a control system of an engine-propeller powerplant of a convertible aerial vehicle 61

Mikhailov Yu.S.
Reducing the effect of engine failure on the aerodynamic performance of the light transport aircraft model 72

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 629.735
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-8-17

High pressure turbine rotor blades heating duration experimental estimates prior to the bypass turbofan engine start for reducing thermal stresses

A.A. Ametov[1], B.A. Chichkov[1]
[1]*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

Abstract: Reducing the durability cost of an aircraft product is an issue either addressed at the design stage or causing significant design modifications. Turbine preheating of a gas turbine engine (GTE) allows for the thermal stress of the rotor blades (RB) to be reduced at the engine start without making design changes, but only by implementing the engine heating technology into the operational process. Values of thermal stresses on rotor blades of a high-pressure turbine of a bypass turbofan engine (TFE) with and without heating allow us to determine the change in the total HPT RB damage rate. In the concept of preheating a GTE prior to the start in order to comply with the preheating technology, it is necessary to know the duration within which the RB will heat up to the required temperature. Thus, the research objective, presented in the paper, is to empirically determine the HPT RB heating time, using thermocouples and pyrometers on a full-scale body depending on the methods of air supply for heating and rotor spinning. A distinctive feature of this work is the application of the empirical approach to determine HPT RB heating time to evaluate the feasibility of the GTE preheating technology application prior to the start and the selection of the most efficient heating method according to the duration criterion. Several methods of engine heating prior to the start, using different sets of equipment and the method of supplying hot air to the turbine, were considered. The results of RB heating time measurements made it possible to establish the method of heating with minimal time expenditure prior to the engine start.

Key words: gas turbine engine, high-pressure turbine, rotor blade, preheating, thermal stresses, damage rate.

For citation: Ametov, A.A., Chichkov, B.A. (2024). High pressure turbine rotor blades heating duration experimental estimates prior to the bypass turbofan engine start for reducing thermal stresses. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 1, pp. 8–17. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-8-17

Экспериментальные оценки продолжительности прогрева рабочих лопаток турбины высокого давления перед запуском ТРДД для снижения в них термических напряжений

А.А. Аметов[1], Б.А. Чичков[1]
[1]*Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия*

Аннотация: Уменьшение стоимости жизненного цикла изделия авиационной техники – задача, решаемая на стадии проектирования либо влекущая за собой значительные доработки конструкции. Предварительный подогрев турбины газотурбинного двигателя (ГТД) позволяет уменьшить термонапряженность рабочих лопаток (РЛ) при запуске двигателя без внесения конструктивных изменений, а лишь за счет внедрения технологии подогрева двигателя в эксплуатационный процесс. Значения термических напряжений на РЛ турбины высокого давления (ТВД) турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) с применением подогрева и без него позволяют определить изменение суммарной степени

повреждаемости РЛ ТВД. В концепции предварительного подогрева ГТД перед запуском для составления технологии подогрева необходимо знать время, за которое РЛ нагреется до необходимой температуры. Таким образом, задача исследования, излагаемого в статье, заключается в эмпирическом определении времени прогрева РЛ ТВД при помощи термопар и пирометров на натурном объекте в зависимости от способов подачи воздуха для подогрева и вращения ротора. Отличительной особенностью проделанной работы является применение эмпирического подхода в определении времени прогрева РЛ ТВД для оценки целесообразности применения самой технологии предварительного подогрева ГТД перед запуском и выбора наиболее эффективного способа прогрева по критерию времени. Рассмотрены несколько способов подогрева двигателя перед запуском с применением различного набора оборудования и способа подачи горячего воздуха на турбину. Результаты измерений времени прогрева РЛ позволили установить способ прогрева с минимальными затратами времени перед запуском двигателя.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, турбина высокого давления, рабочая лопатка, предварительный подогрев, термические напряжения, степень повреждаемости.

Для цитирования: Аметов А.А., Чичков Б.А. Экспериментальные оценки продолжительности прогрева рабочих лопаток турбины высокого давления перед запуском ТРДД для снижения в них термических напряжений // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 8–17. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-8-17

Introduction

The basic details which determine the TFE durability, as a rule, are the HPT RB [1].

The HPT preheating technology prior to the start makes it possible to reduce thermal RB stress due to reducing the temperature deference of a blade airfoil during the start.

Reducing thermal stresses on the RB in non-heated cases and with the use of the proposed technology determines the RB damage rate [2] during the engine start which impacts the frequency of HPT inspections and the reduction of downtime during the maintenance [3].

The heating technology is a supply of hot air, using a ground source (engine heater), to an engine core from the direction of a nozzle [4].

Presuppositions

The investigations to assess the durability of the aircraft engine units have already been conducted by the specialists of the Lul'ka Experimental Design Bureau (G.P. Gogaev, E.Yu. Marchukov, M.A. Bogdanov, I.A. Shubin) [5]. In their proceedings, a modern mechanism of calculating the accumulated damage rate of the major GTE components, considering the effect of flight conditions to increase the engine operation time, has been presented. This methodology assesses the accumulated engine damage rate on the whole, preventing its premature removal.

The investigations to assess the HPT RB durability suppose modelling of the stress-strain state with the further evaluation of acting stresses on a full-scale blade [6]. The Doctor of Technical Sciences I.Kh. Badamshin, in his investigations, was assessing the impact of static and thermal cycle loading on the HPT RB durability by means of the computational methods [7], considering the heating temperature as an input parameter leaving open the question about determining the duration of a hot air supply to attain the required RB temperature prior to the engine start.

The problem to determine theoretically the time of blade heating up to the assigned temperature involves an array of factors [8] to be considered, impacting the heating time, such as a location of air supply, engine heater parameters, ambient temperature, thermal losses related to heat discharge into a disk, etc. Therefore, the issue of the empirical HPT heating time determination prior to the engine start, considering the stated above factors, arises.

In order to form the preheating technology, it is crucial to experimentally obtain temperature heating duration dependencies in conformity with various equipment configurations.

The experimental design techniques and conditions for its conducting

For the purpose of statistical confidence and ensuring the maximum measurement accuracy [9], the experiment was conducted on various days on a completely cooled engine at the ambient temperature of 15 °C. The measurements for each equipment configuration were conducted

Fig. 1. Hot air source is the engine heater

Fig. 2. Pyrometer with a flexible cable and a recording application

five times. The temperatures were assessed in three RB airfoil sections in the radial direction from the root to the peripheral part.

As a source of hot air, a modern engine heater[1] (EH), applied in operation, was used (fig. 1). Its parameters were as follows: supplied air temperature 145 °C, air flow 8000 m^3/h, air outlet diameter 300 mm.

The pyrometer[2] parameters, used to determine the blade airfoil temperature, are as follows: the range of temperature measurement is from −30 up to 600 °C, the spot diameter is from 1.6 mm up to 6.5 mm, the distance range to a measured object is up to 450 mm, the basic error margin is ±1,5%. An application to record the blade temperature, which includes the pyrometer, is shown in Figure 2. A smart phone was used as an application to record.

Conducting an experiment

In the design of CFM56-5B engine, an operational plugged (borescope) port on the engine casing[3] is provided. It is practical to determine the HPT RB temperature (fig. 3) through the port.

[1] AEROSMART SYSTEMS. *An official site "AEROSMART SYSTEMS"*. Available at: https://aerosmart.ru/catalogue/ (accessed: 16.02.2023).

[2] TEKKNOW. *An official site JSC "TEKKNOW"*. Available at: https://www.tek-know.ru/catalog/po-vidam-izmereniy/temperatura/pirometry/ (accessed: 20.02.2023).

[3] Operation manual of airbus family A320 (2022). 21 p.

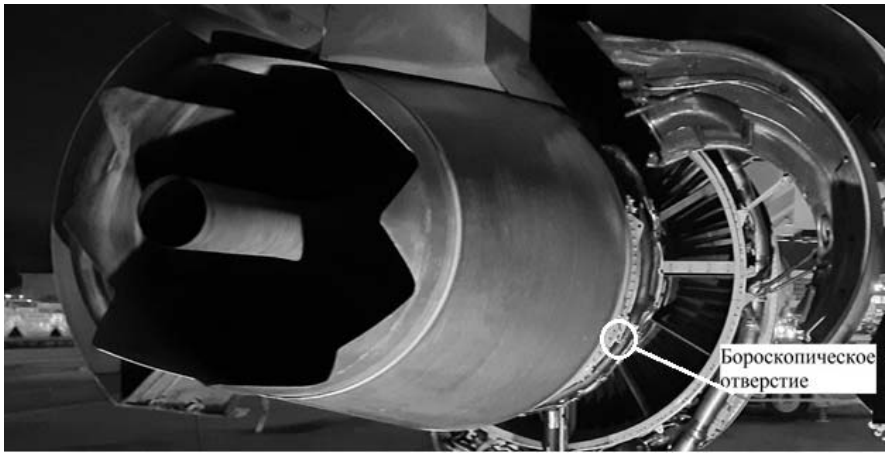


Fig. 3. Operational port on the engine casing used for pyrometry

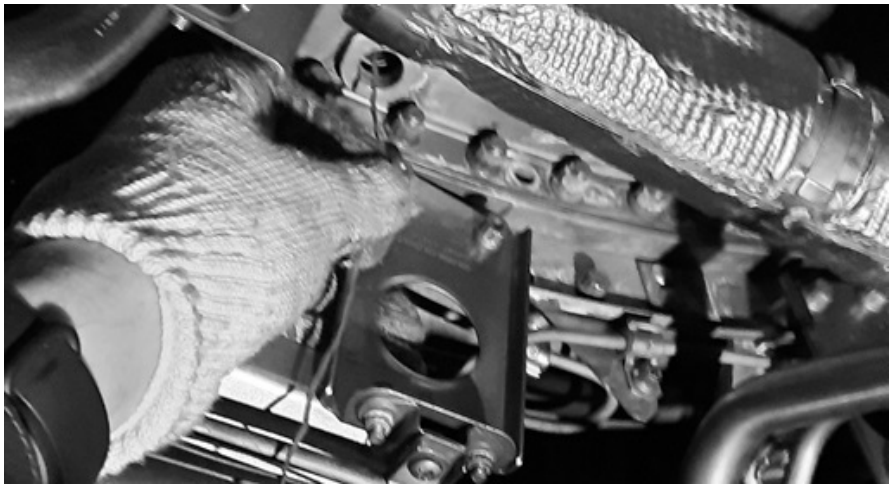


Fig. 4. HPT RB temperature determination through an operational port

Table 1

Dependence of the attained temperature t on heating time τ for three blade sections

Temperature t, °C	15	30	40	50	60	70	80	90	100
Heating time τ_{root}, seconds	0	1:42	2:39	4:46	6:16	8:34	11:18	13:03	15:41
Heating time τ_{mean}, seconds	0	1:29	2:37	4:23	6:11	8:13	10:31	12:48	15:26
Heating time τ_{per}, seconds	0	1:24	2:31	4:17	6:06	8:02	10:25	12:32	15:07

For an access to a leading edge of the HPT RB, a flexible cable in a set of the pyrometer, designed to measure the temperature of metallic surfaces, is used (fig. 4).

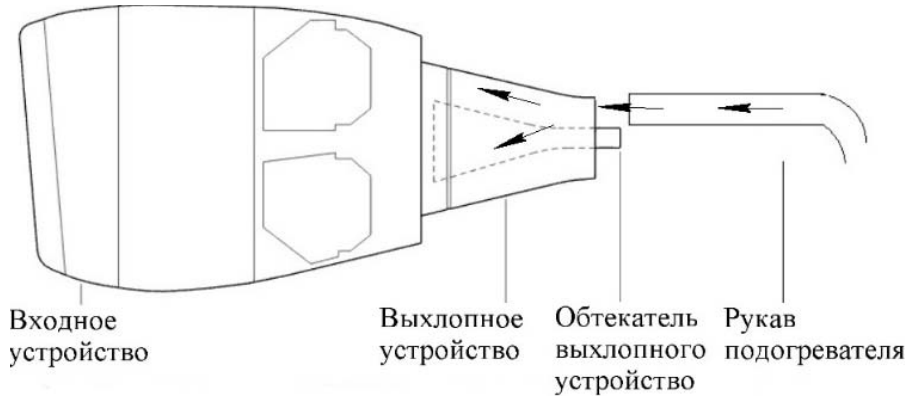
Let us consider the possible options of an equipment configuration to preheat the GTE prior to the start.

The equipment configuration 1: an engine heater hose is routed towards the side opposite from a borescope plug (fig. 5, *a*, *b*).

For considering the radial temperature variation, the temperature measurements of the leading edge in three HPT RB sections were carried out: $R_{пер}$ – the peripheral blade airfoil part (R_{per}), $R_{ср}$ – the mean blade airfoil section (R_m), $R_{корн}$ – the root blade airfoil section (R_{root}) (fig. 6).

The arithmetic mean values of heating time τ for configuration 1, based on the results of five measurements, are given in Table 1. Where τ_{root} – heating time measured in the root section

of HPT RB R_r, τ_{mean} – heating time measured in the mean section of HPT RB R_m, τ_{per} – heating time measured in the peripheral section of HPT RB R_{per}.



a)

Входное устройство – inlet; Выхлопное устройство – exhaust outlet; Обтекатель выхлопного устройства – exhaust outlet casing; Рукав подогревателя – heater hose

b)

Fig. 5. Equipment configuration 1:
a – heating circuit; *b* – hot air supply

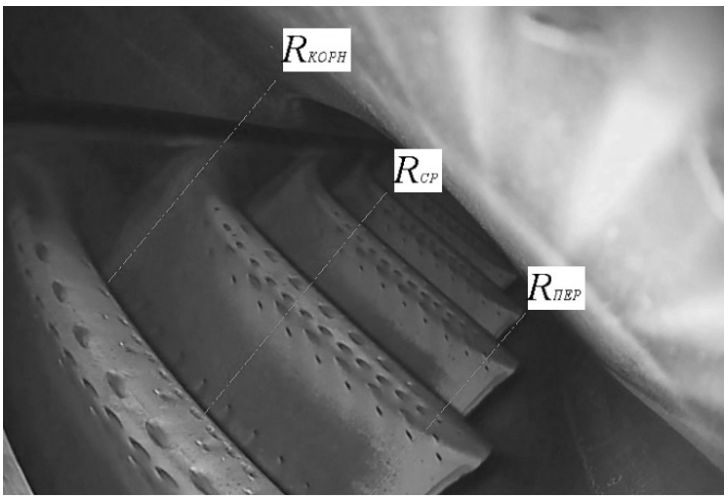
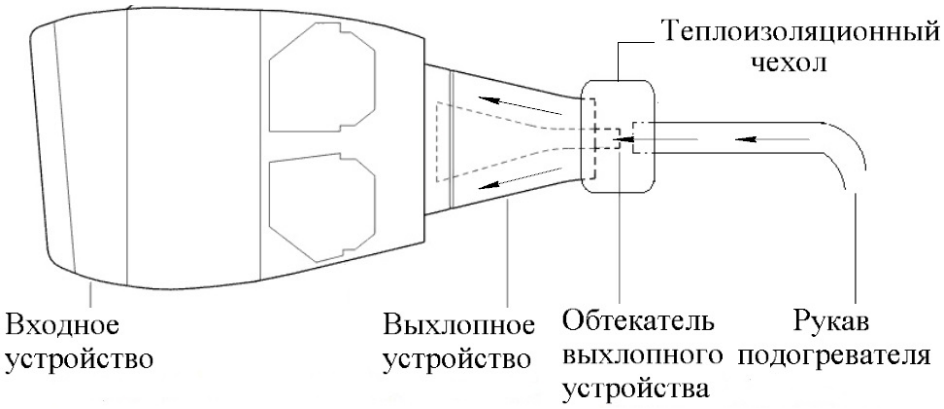
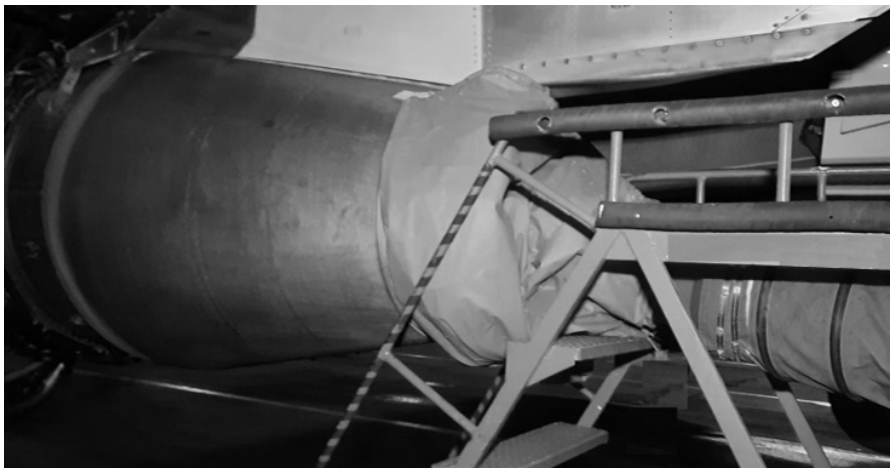


Fig. 6. Temperature measurement points on the HPT RB airfoil



a)

Входное устройство – inlet; Выхлопное устройство – exhaust outlet; Обтекатель выхлопного устройства – exhaust outlet casing; Рукав подогревателя – heater hose; Теплоизоляционный чехол – thermal insulation cover



b)

Fig. 7. Equipment configuration 2 with the application of a thermal insulating cover: *a* – heating circuit; *b* – hot air supply

As the longest heating time τ was observed in the root section of the blade airfoil R_{root} (fig. 6), the further measurements were conducted in the root section of the HPT RB airfoil.

For the partial prevention of thermal losses, the equipment configuration was used, in which, a cover, made from the thermal insulating material, is applied, allowing for air flow leakage through clearances between an air-gas channel of a main duct and a hose of an engine heater to be eliminated. (fig. 7, *a*, *b* – the equipment configuration 2).

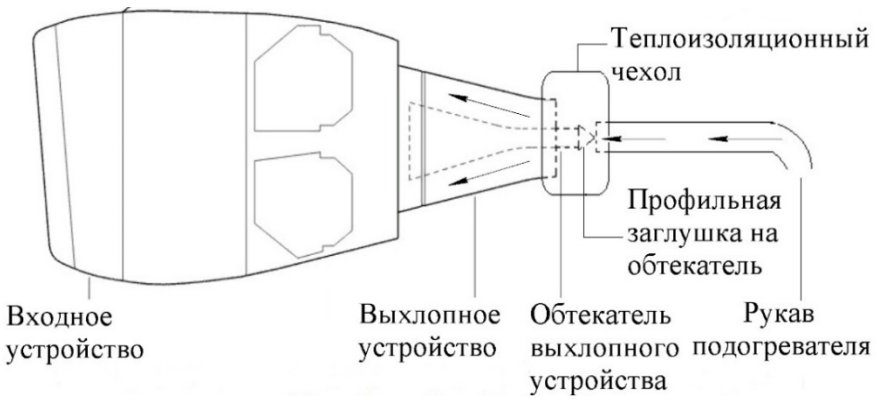
When the cover is used, the low-pressure rotor under the impact of hot airstream from the engine heater is driven into rotation, thus, accelerating the heating process and its uniformity. The arithmetical mean value of heating time τ for the configuration, using the cover according to the results of five measurements, is given in Table 2. Where τ – heating time without rotor spinning, $\tau_{r.sp.}$ – heating time under rotor spinning.

For more effective flow-around of the exhaust unit center body, a profile plug was used in combination with a thermal insulating cover (equipment configuration 3), which allowed for heating time to be shortened (fig. 8, *a*, *b*).

Table 2

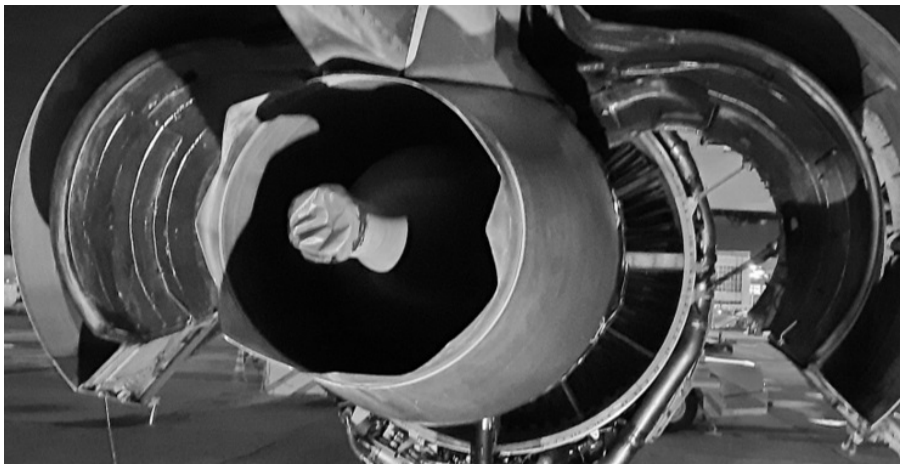
Dependence of the attained blade airfoil temperature t on heating time τ for the configuration with the application of a thermal insulating cover

Temperature t, °C	15	30	40	50	60	70	80	90	100
Heating time τ, seconds	0	1:28	2:33	3:12	5:36	6:18	8:32	9:36	11:30
Heating time $\tau_{r.sp.}$, seconds	0	1:07	1:49	2:45	4:01	4:44	6:43	7:41	8:53



a)

Входное устройство – inlet; Выхлопное устройство – exhaust outlet; Обтекатель выхлопного устройства – exhaust outlet casing; Рукав подогревателя – heater hose; Теплоизоляционный чехол – thermal insulation cover; Профильная заглушка на обтекатель – profile plug



b)

Fig. 8. Equipment configuration 3 with the application of a thermal insulating cover and a profile plug: *a* – heating circuit; *b* – application of a profile plug

The arithmetical mean value of heating time τ for equipment configuration 3, based on the results of five measurements, are given in Table 3.

Summary dependencies of the attained blade airfoil temperature t on heating time τ for the various configurations are given in Figure 9.

Table 3

Dependence of the attained blade airfoil temperature t on heating time τ for the configuration with the application of a thermal insulating cover and a profile plug

Temperature t, °C	15	30	40	50	60	70	80	90	100
Heating time τ, seconds	0	1:17	2:02	3:06	4:48	5:45	7:01	8:34	9:22
Heating time $\tau_{r.sp.}$, seconds	0	0:58	1:42	2:14	3:42	4:13	5:41	6:19	7:16

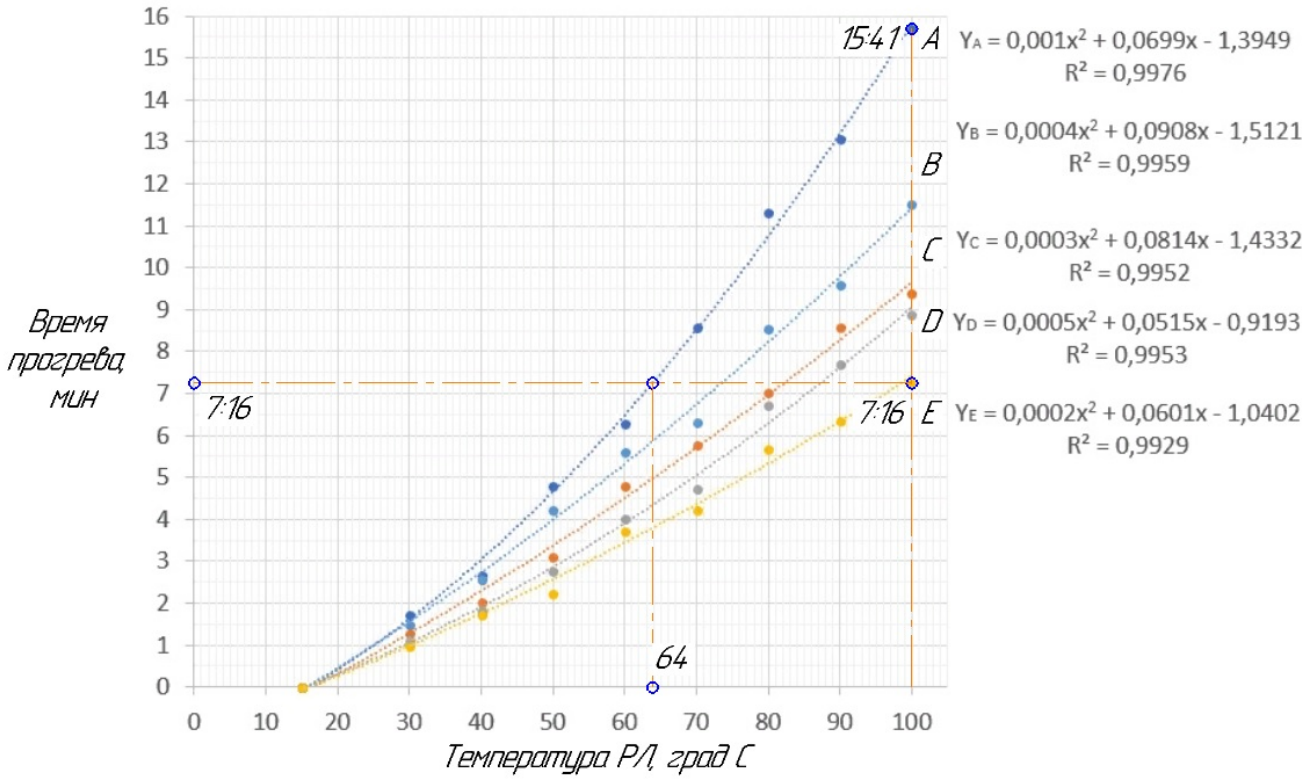


Fig. 9. HPT RB heating time for the various equipment configuration:

graph A – the equipment configuration with an engine heater hose routed to the side opposite a borescope plug (configuration 1);
graph B – the equipment configuration with the application of a thermal insulating cover (configuration 2);
graph C – the equipment configuration with the application of a profile plug and a thermal insulating cover (configuration 3);
graph D – the equipment configuration with the application of a thermal insulating cover and rotor spinning (configuration 2 with rotor spinning);
graph E – the equipment configuration with the application of a profile plug, a thermal insulating cover and rotor spinning (configuration 3)

Conclusion

Within the framework of the method development to increase the TFE turbine unit durability by reducing temperature stresses in the HPT RB airfoil during the engine start by means of RB preheating, the experimental estimates of blade heating time up to the temperature of 100 °C were carried out.

The minimum blade heating time up to the temperature of 100 °C is attained using the

equipment configuration with the application of a profile plug, a thermal insulating cover, rotor spinning and amounts to 7 minutes 16 seconds.

Within the stated time, while using the equipment configuration under which an engine heater hose is routed to the side opposite from a borescope plug, the blade airfoil temperature of approximately 64 ℃ is attained.

The stated result is twice as much as the event of the equipment configuration under which an engine heater hose is routed to the side opposite from a borescope plug and can be used while developing a task card of HPT heating.

As a result of experimental data processing, significant, by a correlation criterion [10], regressional dependences [11] of blade heating time on the required heating temperature were also obtained. These dependencies will be used in a mathematical model to estimate a blade durability [12] variation.

References

1. Vyunov, S.A., Gusev, Yu.I., Karpov, A.V. et al. (1989). Design and engineering of aviation gas turbine engines, in Khronin D.V. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

2. Kopelev, S.Z., Tikhonov, N.D. (1974). Calculation of aircraft engine turbines (Gas dynamic calculation. Blade profiling). Moscow: Mashinostroyeniye, 268 p. (in Russian)

3. Smirnov, N.N. (1990). Technical operation of aircraft: a textbook for universities. Moscow: Transport, 423 p. (in Russian)

4. Badamshin, I.Kh. (2017). Method for increasing gas turbine engine life by start number. Patent RU no. 2627490 C1, IPC F02C 7/00: publ. August 8, 6 p. (in Russian)

5. Gogaev, G.P., Marchukov, Ye.Yu., Bogdanov, M.A., Shubin, I.A. (2019). Improvement of control methods of resource consumption of gas turbine engine basic parts. *Vestnik UGATU*, vol. 23, no. 2 (84), pp. 10–16. (in Russian)

6. Kocherov, E.P., Vinogradov, A.S. (2010). Calculation of reliability indicators for aircraft gas turbine engine parts: Tutorial. Samara: Izdatelstvo SGAU, 35 p. (in Russian)

7. Badamshin, I.Kh. (2018). Evaluation of turbine rotor blade life taking into account static and thermal cyclic loading. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 17, no. 3, pp. 27–35. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-27-35
(in Russian)

8. Akimov, V.M. (1981). Fundamentals of gas turbine engine reliability. Moscow: Mashinostroyeniye, 207 p. (in Russian)

9. Kuznetsov, N.D., Tseitnin, V.I. (1975). Equivalent testing of gas turbine engines. Moscow: Mashinostroyeniye, 216 p. (in Russian)

10. Draper, N.R., Smith, H. (1998). Applied regression analysis. 3rd ed. Wiley – Interscience, 736 p. DOI: 10.1002/9781118625590

11. Carlberg, C. (2016). Regression analysis Microsoft excel. Que Publishing, 368 p.

12. Vasiliev, B.E., Maggerramova, L.A. (2012). Creep equations forming of alloys for calculating of stress-strain state kinetics of high temperature gas turbine blades. *Vestnik MAI*, vol. 19, no. 4, pp. 100–108. (in Russian)

Список литературы

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

2. Копелев С.З., Тихонов Н.Д. Расчет турбин авиационных двигателей. (Газодинамический расчет. Профилирование лопаток). М.: Машиностроение, 1974. 268 с.

3. Смирнов Н.Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: учебник для вузов. М.: Транспорт, 1990. 423 с.

4. Бадамшин И.Х. Способ повышения ресурса газотурбинного двигателя по числу запусков. Патент № RU 2627490 C1, МПК F02C 7/00: опубл. 08.08.2017. 6 с.

5. Гогаев Г.П. Совершенствование методов контроля выработки ресурса основных деталей ГТД / Г.П. Гогаев, Е.Ю. Марчуков,

М.А. Богданов, И.А. Шубин // Вестник УГАТУ. 2019. Т. 23, № 2 (84). С. 10–16.

6. Кочеров Е.П., Виноградов А.С. Расчет показателей надежности деталей турбины авиационного ГТД: учеб. пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2010. 35 с.

7. Бадамшин И.Х. Оценка ресурса лопатки турбины с учетом влияния статического и термоциклического нагружения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 27–35. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-27-35

8. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1981. 207 с.

9. Кузнецов Н.Д., Цейтнин В.И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.

10. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ / Пер. с англ. Р.Г. Имамутдиновой, Н.А. Ореховой, М.Р. Сант-Аметова. 3-е изд. М.: Диалектика, 2017. 912 с.

11. Карлберг К. Регрессионный анализ в Microsoft Excel / Пер. с англ. А.Г. Гузикевича. М.: Вильямс, 2017. 400 с.

12. Васильев Б.Е., Маггеррамова Л.А. Формирование уравнений ползучести сплавов для расчетов кинетики напряженно-деформированного состояния высокотемпературных лопаток турбин // Вестник МАИ. 2012. Т. 19, № 4. С. 100–108.

Information about the authors

Aziz A. Ametov, Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, aziz.ametov.93@mail.ru.

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

Сведения об авторах

Аметов Азиз Айдарович, аспирант Московского государственного технического университета гражданской авиации, aziz.ametov.93@mail.ru.

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

Поступила в редакцию	29.07.2023	Received	29.07.2023
Одобрена после рецензирования	24.09.2023	Approved after reviewing	24.09.2023
Принята в печать	25.01.2024	Accepted for publication	25.01.2024

УДК 614.8.084
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-18-27

Model of the process safety management system at an airline

P.I. Benyaminova[1], O.G. Feoktistova[1]
[1]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract: The purpose of the process safety management system is to identify hazard factors and develop a set of methods to prevent injuries at an airline, occupational illness, material costs in case of damage to property and the environment. The analysis of the structure of occupational pathology depending on the factors of the production environment and the working process for the period 2013–2022 shows that the percentage of diseases associated with the impact of production physical factors for this period remains at the same level. This fact, in turn, confirms the relevance of the chosen study. Analysis and identification of the current production situation is necessary to assess the impact of adverse production factors. In this study, a new approach to the mathematical model for a process safety management system is implemented. Mathematical modeling allows a deeper understanding of the nature of certain phenomena and to obtain information about the real situation, which in turn stimulates the development of new scientific problems and methods of solving them, and is also the basis for choosing specific solutions for the implementation of certain projects. The successful implementation of strategies in order to create a process safety system for a flexible monitoring and management structure depends on how effective its functional structure is; this provision is explained by the fundamental nature of the tasks that are solved at the management stage. The article discusses the theoretical statements concerning mathematical modeling. When creating the model, the apparatus of abstract algebra-set theory – was used. The model developed in the course of the study makes it possible to introduce a model of the process safety management system into the activities of aviation enterprises.

Key words: mathematical model, process safety, system concept, set theory, management, model operation.

For citation: Benyaminova, P.I., Feoktistova, O.G. (2024). Model of the process safety management system at an airline. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 1, pp. 18–27. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-18-27

Модель системы управления производственной безопасностью на авиапредприятии

П.И. Беньяминова[1], О.Г. Феоктистова[1]
[1]Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

Аннотация: Целью системы управления производственной безопасностью является выявление факторов опасностей и разработка совокупности методов для предупреждения травматизма на авиапредприятии, профессиональной заболеваемости, материальных затрат в случае ущерба имуществу и окружающей среде. В ходе анализа структуры профессиональной патологии в зависимости от воздействующих факторов производственной среды и трудового процесса за период 2013–2022 годов показано, что процент заболеваний, связанных с воздействием производственных физических факторов, за данный период остается на прежнем уровне. Данный факт в свою очередь подтверждает актуальность области выбранного исследования. Анализ и выявление складывающейся производственной обстановки необходим для проведения оценки влияния неблагоприятных производственных факторов. В данном исследовании реализован новый подход к построению модели для системы управления производственной безопасностью. Математическое моделирование позволяет более глубоко понять природу некоторых явлений и выявить ту информацию, которая отражает реальную ситуацию и является фактором, стимулирующим развитие новых научных проблем и способов их решения, а также основой для принятия конкретных решений при реализации определенных проектов. Успешное осуществление стратегий в целях создания системы производственной безопасности для гибкой структуры мониторинга и управления неотъемлемо зависит от того, насколько эффективна ее функциональная структура, данное положение объясняется фундаментальностью задач, которые решаются на этапе управления. В статье рассмотрены теоретические положения, касающиеся математического моделирования. При создании модели был использован аппарат абстрактной

алгебры – теория множеств. Разработанный в ходе исследования подход дает возможность ввести модель системы управления производственной безопасностью в деятельность авиапредприятий.

Ключевые слова: математическая модель, производственная безопасность, системный подход, теория множеств, управление, моделирование.

Для цитирования: Беньяминова П.И., Феоктистова О.Г. Модель системы управления производственной безопасностью на авиапредприятии // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 18–27. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-18-27

Introduction

Airport employees are exposed to different hazard factors, such as noize, vibration, electromagnetic fields, nuclear radiation, and other ones affecting their health and working capacity during air transportation. It is necessary to take measures to reduce the effect of this factors and provide the safe labour conditions [1] in order to prevent workers from undesirable effects for their health.

The analysis of occupational pathology structure in Russia dependant on the production environment influencing factor showed that diseases, directly connected with physical factors affecting health of workers take the first place, representing a respective proportion of 47% in 2022. The following figure is 5% more than the same one in 2021 (42%) and 0.5% more than the one in 2013 (46.5%)[1].

Process safety management is an utter system of arrangements and technical means, necessary for hazard factors affect probability reduction for airline employees, along with manifestation consequences elimination [2].

The process safety management service uses different sources (such as scientific and technical and economic data), presented both as scientific research works, patents, standards, handbooks and descriptions of the inventions for the information analysis. As a result, there is the feasibility study created for the project, which is the basis of system development. The feedback data allows to specify the particular sub-systems and estimate their interaction efficiency [3, 4].

The duration of the given stage could have been less long-term, provided field test being substituted with process system modelling. Field tests are very efficient indeed, nevertheless they also have some drawbacks, such as high labour intensity, complexity and expenditure of time and effort. On the other hand, analytical approaches possess such benefits, as efficiency and high data processing rate, as they are based on powerful computer system application. At the same time the mathematical modelling of genuine manufacturing processes is necessary for their implementation. The fact of different system functional or structural resemblance is the basis of the modelling [5].

Research methods and methodology

Mathematical modelling – is a method of different objects, processes and systems research by means mathematical models.

Mathematical modelling allows to research object and process features without the necessity of running the experiment, which may singnificantly decrease cost and time expenses for research. Besides that, mathematical models allow us to study objects and processes in different work environment and modes, which is also not always possible while conducting the experiment [6].

Mathematical model is a system of equations or inequations, describing interconnections between different parameters and variables, characterizing the object of study. Another modelling benefit is the opportunity of system parameters change in order to study their impact on results. This allows us to understand more clearly how different factors influence the system, and to choose its optimal working parameters [7].

[1] On sanitary and epidemiological welfare Condition in the Russian Federation in 2022: National Report. Moscow: Federal Service for Surveillance on Consumer Rights Protection and Human Wellbeing (2023). 368 p.

It is necessary to stick to the system approach while monitoring and managing the manufacturing processes at an airline, considering that all objects and processes, connected with process safety system characteristics saving and enhancing with different factors exposure are to be regarded as integrated system. Processes of manufacturing system condition control, estimation and management as a whole [8] are the elements of monitoring and management system.

It is necessary to use the models showing all the system work and element interconnection aspects during the preparation stage of making the system for efficient decision making. The hierarchical system of various abstraction level modelling meets the given requirements.

The recovery process modelling includes making a model which describes the interconnection between system elements. Processes may be presented as the change of the system condition under the impact of different factors, influencing various system features and its relations with other elements [9].

The management processes in aviation manufacturing system have their own peculiarities, due to which it is impossible to use the basic principle of new management system modelling – a method of analogies.

The choice of the most efficient management methods and their optimal sequence determination requires a special approach. One can imagine system management process in general as a sequence of the following stages:

- aims and objectives determination: system management aims and objectives are formulated at this stage;
- data collection and analysis: data on system condition is collected, its analysis is run for challenges and opportunities determination;
- management strategy development: the analysis-based strategy is developed;
- strategy implementation: the arrangements are made for achieving the goal, the performance is controlled;
- monitoring and control: control is provided during the system operation;
- the analyses and evaluation of the results: the results obtained are analyzed and the management efficiency is estimated.

Such a description of the system structure allows us to determine the requirements for correspondences and formalize them in terms of system recovery process system [10].

The above-mentioned theories are materialized in mathematical model of process safety management and characteristics, lost under different factor impact, recovery. The following model uses the theory of multitudes [11] – the instrument of abstract algebra.

The initial system is qualitative, if all its elements and connections between them meet the requirements. Every element of such as system is described by the qualimetric [12] figure of it a_i:

$$a_1, \dots, a_2, \dots, a_j, \dots, a_n.$$

The n total of qualimetric quality measures united ∩ into A multitude is to be considered as a model of process system element in multitude algebra terms. The power of this total equals to quantity of singular measures, determined in different documents (for instance, public health regulations):

$$\mathrm{A} = \bigcup_{i=1}^{n} a_i. \quad (1)$$

In this case A – is a multitude, uniting quality measures a_i, which means $a_i \in A$ and whether any quality measure meets the singular $i \neq j$ variable it forms $a_i \bigcap a_j \rightarrow ø$ empty set.

This approach does not require the particular modelling of every single system component. The quality of system is determined by quality of its components and their interaction peculiarities.

a_i is influenced by different b_j factors, changing singular quality measures for δa_i number during the system operation:

$$A/\Delta\mathrm{A} = \bigcup_{i=1}^{n} (a_i/\delta a_i). \quad (2)$$

The complex factor impact on process system element may be described as the factor unity:

$$B = \bigcup_{j=1}^{m} b_j. \quad (3)$$

The change of quality measures for δa_inumber is *f* function: for factors and time of their impact on the process system element:

$$f: \left(\bigcup_{j=1}^{m} b_j , \tau \right) \rightarrow \bigcup_{i=1}^{n} a_i / \delta a_i. \quad (4)$$

Let us write down (2) the following way, using formula (4):

$$A/\Delta \mathrm{A} = \bigcup_{i=1}^{n} f: \left(\bigcup_{j=1}^{m} b_j , \tau \right). \quad (5)$$

The parameter extreme deviations are given to provide safe work of the researched system:

$$A/\Delta \mathrm{A} = \bigcup_{i=1}^{n} (a_i / \delta a_i \; max). \quad (6)$$

In order to save safe work conditions considering process safety requirements and (5) and (6), there will be:

$$(A/\Delta \mathrm{A} \max) > \bigcup_{i=1}^{n} f: \left(\bigcup_{j=1}^{m} b_j , \tau \right). \quad (7)$$

Condition (7) is checked in a real-time environment while process safety monitoring at an airline:

$$(A/\Delta \mathrm{A} \max) > (A/\Delta \mathrm{A}). \quad (8)$$

The system work is to be shut down whether condition (8) is not fulfilled [13]. Then it is necessary to reveal the dangerous factors, estimate the risks and restore the system secure condition for working functions fulfillment (2). Nevertheless, there are some alterations: if monitoring is based on parameter current numbers (5), the fixed valuations, not meeting (8) condition, are determined during risk factors detection.

Risk factor detection helps to detect characteristics of system which need recovery, along with determining the scale of their difference from the ones meeting favorable process environment [14]. This allows to develop recovery process, its parameters and modes:

$$\bigcup_{i=1}^{n} (\delta a_i) = \left(\bigcup_{i=1}^{n} (a_i \; / \; \delta a_i) \right) / \left(\bigcup_{i=1}^{n} a_i \right). \quad (9)$$

Limits of parameter deviation from the initial ones are established by aviation industry regulations for process safety provision:

$$\bigcup_{i=1}^{n} (\delta a_i) \max \max. \quad (10)$$

The emergency measures are taken whether limits are exceeded, including system operation shutdown [15]. Whether deviation does not exceed the limits, recovery measures for parameters, lost while system work, are taken.

System work seizing conditions:

$$\bigcup_{i=1}^{n} (\delta a_i) \geq \bigcup_{i=1}^{n} (\delta a_i) \max \max. \quad (11)$$

System parameter recovery conditions:

$$\bigcup_{i=1}^{n} (\delta a_i) \max \max \geq \bigcup_{i=1}^{n} (\delta a_i). \quad (12)$$

Similarly to (9), the system parameters, which do not need recovery, as they meet the requirements, may be written the following way:

$$\bigcap_{i=1}^{n} (\delta a_i) = \left(\bigcap_{i=1}^{n} (a_i / \delta a_i) \right) / \left(\bigcap_{i=1}^{n} a_i \right). \quad (13)$$

Shift from the state of "dangerous" object (2) to the state of "safe" (1) one should take place during the process safety system characteristics recovery; total of multitudes (2) and (1) allows to model such a shift in terms of multitude algebra:

$$\Phi : \left(\bigcup_{i=1}^{n}(a_i \,/\, \delta a_i)\right) \to \left(\bigcup_{i=1}^{n}(a_i \,/\, \delta^* a_i)\right). \quad (14)$$

The formula (14) may be reconstructed the following way, according to multitude algebra rules:

$$\Phi : \left(\bigcup_{i=1}^{n}(\delta a_i)\right) \to \left(\bigcup_{i=1}^{n}(\delta^* a_i)\right). \quad (15)$$

Formula (15) shows, that deviations appearing as a result of working factor δa_i impact, do not disappear after taking "recovery" measures Φ, but become a $(\delta^* a_i)$ value, to meet condition (7).

It is necessary to tend to such a deviation value, as $(\delta^* a_i) \to min$ during the process safety management system development. The ideal is when $(\delta^* a_i)$ is tending to zero: $\lim(\delta^* a_i) = \emptyset$.

The system element characteristics recovery is a process, which includes different operations, processes and systems. Certain processes, recovering certain elements and fixing certain process inefficiencies are picked out of this multitude. This can be shown as unity:

$$\Phi = \bigcup_{i=1}^{c}\varphi_i. \quad (16)$$

Formula (15) can be written this way considering (16):

$$\left(\bigcup_{i=1}^{c}\varphi_i\right) : \left(\bigcup_{i=1}^{n}(\delta a_i)\right) \to \left(\bigcup_{i=1}^{n}(\delta^* a_i)\right). \quad (17)$$

The process of system element recovery is a total of management impact and operations, determined to recover the initial level of system safety and its elements quality, lost while system work. As a result, the system returns to its initial state. Consequently, formula (16) may be reconstructed the following way:

$$\Phi = \varphi_1 * \varphi_2 * \varphi_3 * \ldots * \varphi_i * \varphi_{c-1} * \varphi_c. \quad (18)$$

The management decisions and their structure are described in formula [16] (total of measures, determined to system change, presented as documents), and it is shown in (18), how these decisions influence the real problems, for instance, AEL, in real recovery process [16]:

$$\left|\begin{array}{l} (\varphi_1 * \varphi_2 * \varphi_3 * \ldots * \varphi_i * \varphi_{c-1} * \varphi_c) : (\delta a_1) \to (\delta^* a_1), \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ (\varphi_1 * \varphi_2 * \varphi_3 * \ldots * \varphi_i * \varphi_{c-1} * \varphi_c) : (\delta a_i) \to (\delta^* a_i), \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ (\varphi_1 * \varphi_2 * \varphi_3 * \ldots * \varphi_i * \varphi_{c-1} * \varphi_c) : (\delta a_n) \to (\delta^* a_n). \end{array}\right. \quad (19)$$

System (19) does not suppose the full system quality recovery after all recovery measures sequent implementation to every aspect of performance, as the part of such measures cannot eliminate quality which was compromised during the system operation: $\varphi_j : (\delta a_y) \to \emptyset$.

That is why the purpose of process monitoring and lost quality recovery management system is choosing the sequence of certain recovery measures, resulting in the aim shown in (17).

As a result, it is necessary to find an individual product, meeting process safety requirements, for every single δa_i:

$$\left(\varphi_i * \ldots * \varphi_j\right) : (\delta a_i) \to (\delta^* a_i). \quad (20)$$

Φ multitude in formula (16) is a submultitude of Ω multitude, including all scientifically known recovery processes (c):

$$\Omega = \bigcup_{i=1}^{c} \omega_j. \quad (21)$$

Science constantly develops and improves the recovery methods, instruments and technologies. Power (c) in equation (21) is a temporary function, which usually ascends. It is possible, anyway, that some processes can be lost.

Thus:

$$\Omega\,(t) = \bigcup_{i=1}^{c(t)} \omega_j. \quad (22)$$

As previously mentioned, recovery process (16) is included into (22):

$$\Phi \subset \Omega, \quad (23)$$

$$\left(\Phi = \bigcup_{i=1}^{c} \varphi_i\right) \subset \left(\Omega\,(t) = \bigcup_{i=1}^{c(t)} \omega_j\right). \quad (24)$$

System state, in which the full recovery (20) is gained, is described by the fact that all singular performance elements, characterizing the system component and connections quality, become equal to the values of these measures in the beginning of system work:

$$(\varphi_i * \ldots * \varphi_j) : (\delta a_i) \to \emptyset. \quad (25)$$

Formula (14) may be reconstructed considering (20):

$$(\varphi_i * \ldots * \varphi_j) : (a/\,\delta a_i) \to (a/\,\delta a_i). \quad (26)$$

At the same time:

$$\delta^* a_i \ll \delta a_i, \quad (27)$$
$$\delta^* a_i \leq \delta a_i max. \quad (28)$$

Here, $(\delta a_i max)$ is an element of multitude (29):

$$\delta \mathrm{a}_i\, max \subset \bigcup_{i=1}^{n} \delta a_i\, max. \quad (29)$$

Results of the research

Process safety management systems must provide conclusive correspondence between both right and left part of the equation (28) according to applicable legislation. Nowadays there is a multitude of probable recovery variants (29), which allows us to use its different methods, which all meet conditions (27) and (28).

$$\left|\begin{array}{l} (\varphi_i * \ldots * \varphi_j)1 : (\delta a_i) \to (\delta^* a_i)1, \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ (\varphi_i * \ldots * \varphi_j)d : (\delta a_i) \to (\delta^* a_i)\mathrm{d}, \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ (\varphi_i * \ldots * \varphi_j)y : (\delta a_i) \to (\delta^* a_i)y. \end{array}\right. \quad (30)$$

According to equation (30), the optimal recovery method can be chosen based on certain criteria (parameters *d*, *y* in equation (30)) or Pareto principle [17].

There is an iconographic model of process safety in Figure 1.

Conclusion

The new approach for modelling process safety management system on airline was carried out in this research and shown in Figure 1.

Mathematical modelling allows us to understand the nature of some phenomena more deeply and reveal the information reflecting the genuine situation and stimulating the development of new scientific challenges and approaches for meeting them, being the basis for certain decisions while running certain projects.

The main management aim is to provide the desirable system finite state. It is possible to

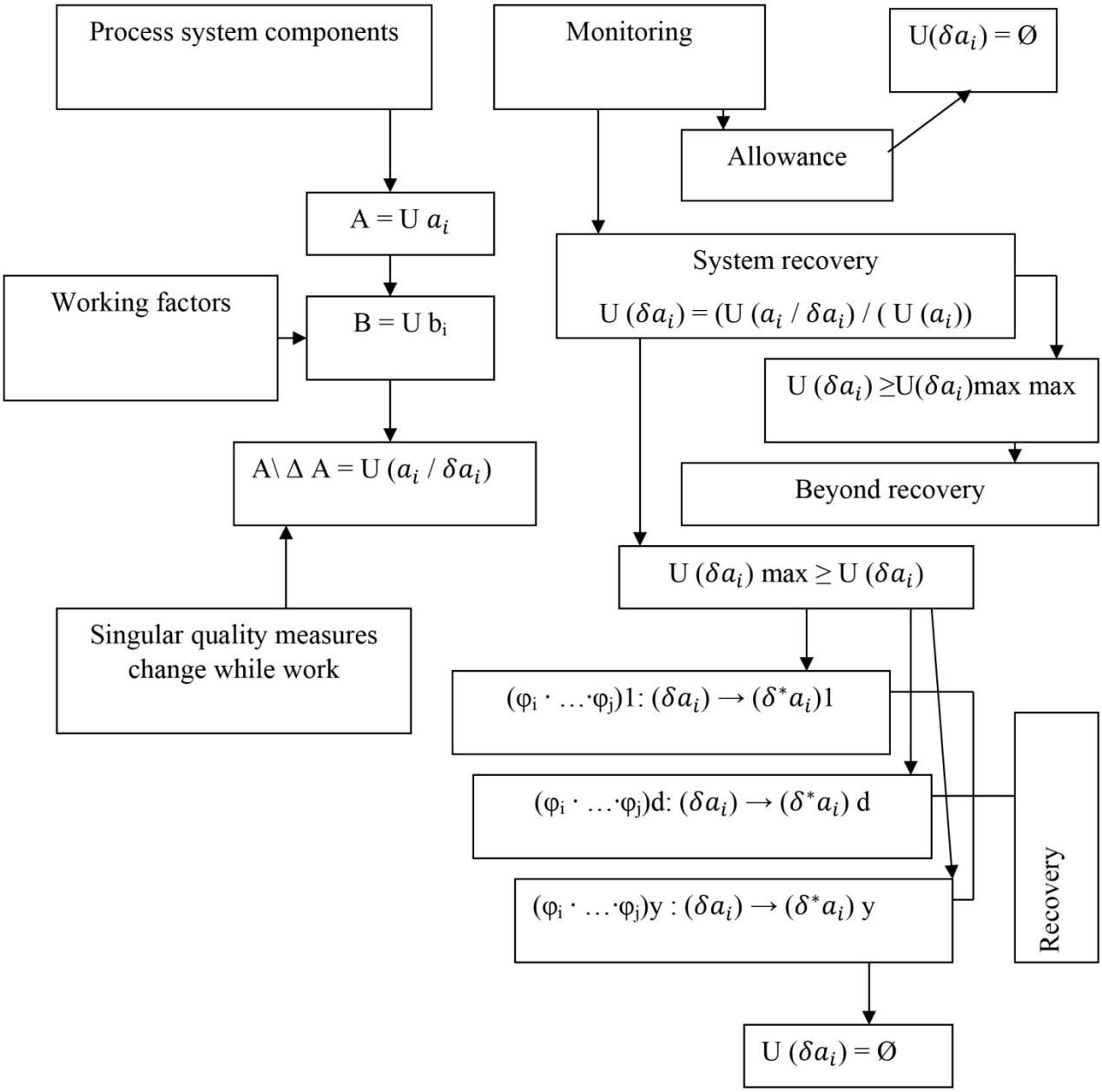


Fig. 1. Iconographic model of process safety

manage different process system components of *A* multitude by means of the developed mathematical model, namely with resources (material, financial, human), processes, work places. The given managing impacts allow us to provide the process safety acceptable level.

References

1. Belov, S.V. (1999). Life safety: Textbook. Moscow: Vyshaya shkola, 448 p. (in Russian)

2. Bindus, V.A., Ovcharov, P.N. (2016). Ensuring the safety of the production environment of aircraft maintenance processes as a component of the requirements of integrated safety in air transport. *In: Innovatsionnyye*

protsessy v sovremennom mire (Innoforum-2016): materialy mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii. Sochi – Rostov-na-Donu: Fond nauki i obrazovaniya, pp. 132–135. (in Russian)

3. Turovets, O.G., Rodionov, V.B., Bukhalkov, M.I. et al. (2002). Organization of production and enterprise management: Textbook, in Turovets O.G. (Ed.). 3rd ed. Moscow: INFRA-M, 528 p. (in Russian)

4. Minko, E.V., Minko, A.E. (2007). Theory of production systems organization: Tutorial. Moscow: Ekonomika, 493 p. (in Russian)

5. Kublanov, M.S. (2015). Check of the mathematical model adequacy. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 211 (1), pp. 29–36. (in Russian)

6. Elisov, L.N., Ovchenkov, N.I. (2017). Aviation security as an object of mathematical modeling. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 3, pp. 13–20. (in Russian)

7. Kublanov, M.S. (2004). Mathematical modeling. Methodology and methods of development of mathematical models of mechanical systems and processes: Textbook. Part I. 3rd ed. Moscow: MGTU GA, 108 p. (in Russian)

8. Matveev, Yu.A., Pozin, A.A., Yunak, A.I. (2005). Forecasting and management of environmental safety in the implementation of complex technical projects. Moscow: Izdatelstvo MAI, 367 p. (in Russian)

9. Orlov, A.I. (2011). Organizational and economic modeling: Textbook. In 3 parts. Part 2. Expert assessments. Moscow: Izdatelstvo MGTU im. N.E. Baumana, 486 p. (in Russian)

10. Baskakov, V.P., Efimov, V.I., Senatorov, G.V. (2008). Formation of the occupational safety and industrial safety management system based on risk management. *Bezopasnost truda v promyshlennosti*, no. 9, pp. 60–64. (in Russian)

11. Lavrov, I.A., Maksimova, L.L. (2002). Problems in set theory, mathematical logic and theory of algorithms. 5th ed., ispravl. Moscow: FIZMATLIT, 256 p. (in Russian)

12. Grab, V.P. (2012). Qualimetric approach to the evaluation of product quality indicators. *Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost i kachestvo"*, vol. 1, pp. 107–110. (in Russian)

13. Feoktistova, O.G., Turkin, I.K., Barinov, S.V. (2017). Relevance of process risk assessment in airlines. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 4, pp. 162–173. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-162-173 (in Russian)

14. Glendon, A.I., Clarke, S.G., Mckenna, E.F. (2006). Human safety and risk management. 2nd ed. Florida: CRCPress, 528 p. DOI: 10.1201/9781420004687

15. Pakhomova, L.A., Oleinik, P.P. (2019). Selection and evaluation of work place certification parameters (special assessment of labor conditions). *Stroitelnoye proizvodstvo*, no. 1, pp. 49–52. DOI 10.54950/26585340_2019_1_49 (in Russian)

16. Feoktistova, O.G. (2009). Theoretical foundations of improving the efficiency of system management environmental safety during maintenance and repair of aviation equipment: D. Technical Sc. Thesis. Moscow: MGTU GA, 439 p. (in Russian)

17. Nogin, V.D. (2016). Narrowing of the Pareto set: an axiomatic approach. Moscow: FIZMATLIT, 272 p. (in Russian)

Список литературы

1. Белов С.В. Безопасность жизнедеятельности: учебник. М.: Высшая школа, 1999. 448 с.

2. Биндус В.А., Овчаров П.Н. Обеспечение безопасности производственной среды процессов технического обслуживания авиатехники как составляющая требования комплексной безопасности на воздушном транспорте // Инновационные процессы в современном мире (Иннофорум-2016): материалы международной научно-практической конференции. Сочи – Ростов-на-Дону, 21–25 сентября 2016 г. Сочи; Ростов-на-Дону: Фонд науки и образования, 2016. С. 132–135.

3. Туровец О.Г., Родионов В.Б., Бухалков М.И. и др. Организация производства и управление предприятием: учебник / Под

ред. О.Г. Туровца. 3-е изд. М.: ИНФРА-М, 2002. 528 с.

4. Минько Э.В., Минько А.Э. Теория организации производственных систем: учеб. пособие. М.: Экономика, 2007. 493 с.

5. Кубланов М.С. Проверка адекватности математических моделей // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 211 (1). С. 29–36.

6. Елисов Л.Н., Овченков Н.И. Авиационная безопасность как объект математического моделирования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 3. С. 13–20.

7. Кубланов М.С. Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов: учеб. пособие. Ч. I. 3-е изд. М.: МГТУ ГА, 2004. 108 с.

8. Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юнак А.И. Прогнозирование и управление экологической безопасностью при реализации сложных технических проектов М.: Изд-во МАИ, 2005. 367 с.

9. Орлов А.И. Организационно-экономическое моделирование: учебник. В 3-х ч. Ч. 2. Экспертные оценки. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 486 с.

10. Баскаков В.П., Ефимов В.И., Сенаторов Г.В. Формирование системы управления охраной труда и промышленной безопасностью на основе управления рисками // Безопасность труда в промышленности. 2008. № 9. С. 60–64.

11. Лавров И.А., Максимова Л.Л. Задачи по теории множеств, математической логике и теории алгоритмов. 5-е изд., исправл. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. 256 с.

12. Граб В.П. Квалиметрический подход к оценке показателей качества продукции // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». 2012. Т. 1. С. 107–110.

13. Феоктистова О.Г., Туркин И.К., Баринов С.В. Актуальность оценки производственного риска на авиапредприятиях // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 4. С. 162–173. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-162-173

14. Glendon A.I., Clarke S.G., Mckenna E.F. Human safety and risk management. 2nd ed. Florida: CRC Press, 2006. 528 p. DOI: 10.1201/9781420004687

15. Пахомова Л.А., Олейник П.П. Выбор и оценка параметров аттестации рабочих мест СОУТ (специальная оценка условий труда) // Строительное производство. 2019. № 1. С. 49–52. DOI 10.54950/26585340_2019_1_49

16. Феоктистова О.Г. Теоретические основы повышения эффективности управления системой экологической безопасности при техническом обслуживании и ремонте авиационной техники: дисс. … докт. техн. наук. М.: МГТУ ГА, 2009. 439 с.

17. Ногин В.Д. Сужение множества Парето: аксиоматический подход. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. 272 с.

Information about the authors

Polina I. Benyaminova, Postgraduate Student, Assistant of the Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, p.benyaminova@mstuca.aero.

Oksana G. Feoktistova, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, o.feoktistova@mstuca.aero.

Сведения об авторах

Беньяминова Полина Игоревна, аспирант, ассистент кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, p.benyaminova@mstuca.aero.

Феоктистова Оксана Геннадьевна, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, o.feoktistova@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	01.11.2023	Received	01.11.2023
Одобрена после рецензирования	20.11.2023	Approved after reviewing	20.11.2023
Принята в печать	25.01.2024	Accepted for publication	25.01.2024

УДК 656.013
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-28-42

Развитие международного мультимодального коридора «Север – Юг» и меры интеграции региональной транспортной инфраструктуры

М.И. Малышев[1], Е.Н. Кожанов[1]
[1]Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ), г. Москва, Россия

Аннотация: Проблемы развития транспортного коридора «Север – Юг» напрямую взаимосвязаны с интеграцией инфраструктуры регионов стран – участниц данного проекта. Значение коридора в настоящее время затрагивает не только экономическую сферу, но также и сферу геополитики всего мирового сообщества, поскольку затрагиваются вопросы балансировки сил в мировой экономике. По итогам исследования статистических данных из открытых источников, анализа обширной периодической литературы обоснованы сильные и слабые стороны мультимодального транспортного коридора (МТК) «Север – Юг» и определены перспективные пути реализации и повышения его эффективности. В качестве факторов, которые препятствуют активной реализации проекта, выделены политическое давление на ряд стран-участниц и асимметрия интересов (наиболее заинтересованными участниками являются Иран и Россия, другие стороны от участия в проекте могут иметь негативные геополитические и экономические последствия). Большие проблемы имеются в уровне развития инфраструктуры и недостаточной степени гармонизации институциональных условий, в рамках которых функционирует транспортный коридор. В то же время безусловными преимуществами транспортного коридора «Север – Юг» являются снижение зависимости от других транспортных путей, в том числе проходящих через конкурирующие страны, повышение национальной безопасности и суверенитета России, укрепление евразийской интеграции, углубление внешнеполитических связей со странами Азии и Африки. В целях максимально возможного использования потенциала МТК «Север – Юг» и повышения его конкурентоспособности в сравнении с другими транспортными узлами предложены следующие пути: 1) единовременное решение комплекса задач: модернизации инфраструктуры, в первую очередь портовой – в России, железнодорожной – в Иране; полноценная цифровизация транспортно-логистической сферы во всех странах-участницах; гармонизация институциональных условий реализации проекта в области законодательства, таможенных процедур, бизнес-процессов, управления; 2) более активное использование режимов свободных экономических зон и особых экономических зон; 3) формирование специальной наднациональной организационной структуры, которая будет заниматься непосредственно развитием МТК «Север – Юг».

Ключевые слова: международный транспортный коридор, МТК, Север – Юг, транспортная инфраструктура регионов, свободная экономическая зона, мультимодальные перевозки, цифровизация на транспорте, гармонизация законодательства, комплексные транспортные системы.

Для цитирования: Малышев М.И., Кожанов Е.Н. Развитие международного мультимодального коридора «Север – Юг» и меры интеграции региональной транспортной инфраструктуры // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 28–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-28-42

The development of the North–South International Multimodal Transport Corridor and the measures to integrate the regional transport infrastructure

M.I. Malyshev[1], E.N. Kozhanov[1]
[1]Moscow Automobile and Road Construction State Technical University (MADI), Moscow, Russia

Abstract: The problems of the North–South Transport Corridor development are directly interrelated with the integration of the regional infrastructure of the countries participating in this project. The importance of this corridor currently affects not only

the economic sphere, but also the geopolitics of the world community as a whole, as the power balancing issues in the world economy are engaged. Based on the results of the statistical data study from open sources, the analysis of extensive periodical literature, the pros and cons of the North–South Multimodal Transport Corridor (MTC) project are substantiated, and the promising ways of implementing and improving its effectiveness are identified. Political pressure on a number of participating countries and an asymmetry of interests are highlighted as factors that hinder the active implementation of the project (the most interested participants are Iran and Russia, other parties may have negative geopolitical and economic consequences from participating in the project). There are major challenges concerning the infrastructure development and the insufficient degree of harmonization of the institutional conditions within which the transport corridor operates. On the other hand, the greatest advantages of the North–South Transport Corridor are reducing dependence on other transport routes, including those passing through competitive countries, increasing national security and sovereignty of Russia, consolidating Eurasian integration, improving foreign policy links with the countries in Asia and Africa. In order to maximize the potential of the North–South MTC and increase its competitiveness in comparison with other transport hubs, the following ways are proposed: 1. One-time solution to a set of tasks: modernization of infrastructure, primarily, port infrastructure in Russia, railway infrastructure in Iran; full digitalization of the transport and logistics sphere in all the participating countries; harmonization of institutional conditions for the project implementation in the domain of legislation, customs procedures, business processes, management. 2. More active use of free economic zones and special economic zones. 3. Formation of a special supranational organizational structure that will directly deal with the development of the North–South International Transport Corridor.

Key words: International Transport Corridor, MTC, North–South, regional transport infrastructure, free economic zone, multimodal transportation, digitalization in transport, harmonization of legislation, integrated transport systems.

For citation: Malyshev, M.I., Kozhanov, E.N. (2024). The development of the North–South International Multimodal Transport Corridor and the measures to integrate the regional transport infrastructure. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 1, pp. 28–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-28-42

Введение

Активная стадия перестройки мировой экономики приводит к изменению конфигурации международных взаимосвязей, затрагивает принципы сотрудничества, правила торговли и транспортную логистику. Такие перемены не всегда происходят под воздействием благоприятных факторов. Воздействие негативных событий вынуждает многие страны корректировать свою внешнюю политику, что отражается на логистике транспортных потоков. Отлаженная транспортная логистика позволяет оптимизировать транспортные издержки, себестоимость продукции и услуг, что положительно отражается на факторах экономического роста страны. Некоторые направления движения грузопотоков в настоящее время ограничены для российских транспортных компаний. В результате происходит перераспределение направления движения грузопотоков, что является драйвером формирования или совершенствования и раскрытия потенциала ранее не в полной мере задействованных транспортных систем. В этом случае мультимодальный транспортный коридор (МТК) «Север – Юг» является основой для формирования транспортной системы, объединяющей экономику нескольких регионов и обеспечивающей растущие объемы грузопотока логистическими услугами.

Транспортный коридор «Север – Юг» предоставляет большие возможности для налаживания международных торговых отношений по новым направлениям, способствует усилению интеграции Евразийского пространства. Некоторые авторы обоснованно подчеркивают возможности транспортного коридора «Север – Юг» в стимулировании сотрудничества России и Ирана [1], Ирана и Индии [2], расширении торговли России со странами Азии и Африки, что имеет в настоящее время важнейшее геополитическое значение [3]. Рассматриваемый коридор интересен мультимодальностью, возможностью перевозить грузы без использования портов на территориях, ограничивших сообщение для России.

Вместе с тем проблемы в формировании столь перспективного транспортного коридора, безусловно, существуют. С момента подписания росийско-иранско-индийского соглашения о создании коридора (сентябрь 2000 г.) прошло уже более 20 лет. Транспортный коридор весьма эффективно функционировал первые два года, затем его работа

практически остановилась, что привело к необходимости «перезагрузки проекта» [4].

Степень вовлеченности государства в мировую торговлю – это один из факторов ее конкурентоспособности, что напрямую влияет на уровень экономического развития страны и, соответственно, ее национальную безопасность, поэтому транспортный регион «Север – Юг» – это возможность укрепления безопасности как в России, так и на всем евразийском пространстве [5].

Актуальность темы определила цель исследования – оценить возможности интеграции инфраструктуры регионов в транспортный коридор «Север – Юг».

Задачи исследования:

- обосновать сильные и слабые стороны проекта МТК «Север – Юг»;
- определить перспективные пути реализации и повышения эффективности проекта.

В качестве предмета исследования рассматриваются проблемы и перспективы интеграции инфраструктуры регионов в транспортный коридор «Север – Юг».

Проблемы, связанные с функционированием рассматриваемого транспортного коридора, активно поднимаются в научных кругах, ими занимаются политологи, историки, экономисты. Единодушие ученых просматривается относительно геополитической важности транспортного коридора. Вопросы перспектив и факторов успешности развития коридора имеют дискуссионный характер.

Теоретические вопросы, связанные с базовым понятием «международный транспортный коридор», влиянием факторов на развитие транспортных коридоров, поднимаются в работе В.Г. Егорова. Исследователь придает геополитическое значение транспортным коридорам и отмечает усеченный вариант использования МТК «Север – Юг» на момент исследования [6].

Достаточно большое число публикаций связано с эффективностью МТК «Север – Юг» с точки зрения сокращения скорости перевозок и экономии затрат. Так, В.И. Сажин подчеркивает возможность сократить время доставки грузов из России в Индию практически в 2 раза в сравнении с использованием традиционного маршрута через Суэцкий канал [7]. Е.В. Крюкова приводит обоснование эффективности использования Транскаспийского маршрута МТК «Север – Юг», сравнивая затраты и скорость доставки с маршрутом Южного морского пути. Доставка груза из Индии (Мумбаи) до Хельсинки по МТК обеспечивает сокращение срока перевозки в 2 раза и экономию в затратах в 1,5–2 раза [8].

Представляет интерес публикация Г.В. Бережного, который в качестве важнейшего резерва развития МТК «Север – Юг» называет интеграцию с международным рынком капиталов, свободный трансфер инвестиций в мировой экономике, минимизацию ограничений во внешней торговле [9]. Использование сетевых ресурсов – это верное направление развития, которое должно принести свои плоды для более активного использования МТК, однако активное вовлечение в мировую экономику и финансовый сектор в ближайшей перспективе не представляется возможным. Цифровизацию МТК «Север – Юг» как фактор дальнейшего развития и роста экономической эффективности проекта рассматривает в своей публикации С.В. Широких, упоминая о таких проектах, как «ЭРА-ГЛОНАСС» и система «Платон» [10].

Важное значение дальнейшего развития МТК «Север – Юг» подчеркнул А.К. Магомедов, назвав построение инфраструктуры «не только прерогативой Китая». Названный автор привел сравнительный анализ перспектив для всех участников проекта МТК, усомнившись в его экономической эффективности и готовности инфраструктуры таких российских портов, как Оля и Лагань, к участию в функционировании МТК [11]. Представляется верным подходом с указанием на первостепенное значение стратегического планирования в проведении таких масштабных геопроектов и использованием экономических стимулов для объединения всех участников.

Группа отечественных авторов обосновывает возрастающую роль южных направлений перевозок и железнодорожного транспорта, что должно повысить активность за-

вершения проекта «Север – Юг» и формирования МТК [12].

Иностранные авторы подчеркивают важность МТК как объединяющего проекта и стимула углубления внешнеэкономических связей, иллюстрируя данный факт усилиями Ирана по направлению к сотрудничеству с Азербайджаном в развитии автомобильного и железнодорожного сообщения[1].

И.М. Гулый уделяет большое внимание технологическому фактору развития МТК «Север – Юг», демонстрируя технологические решения, способные повысить экономическую эффективность коридора [13].

Некоторые исследователи подчеркивают важность МТК для развития определенных регионов. И.А. Волынский развивает мысль об интеграционных возможностях транспортного коридора, способствующих объединению экономического пространства российского государства, а также выделяет особую роль Астраханской области, портов Астрахань и Оля в развитии коридора [14]. К.А. Маркелов, развивая подобные идеи, рассматривает возможность формирования Астраханского хаба, который будет являться точкой координации грузопотоков, основанной на финансах международных банков [15]. Подобные идеи не являются реализуемыми в настоящий момент, однако в долгосрочной перспективе могут иметь возможности для осуществления.

Некоторые авторы отмечают большие возможности использования МТК «Север – Юг» для экспортеров Урала, выделяя удобство маршрута Казахстан – Туркмения – Иран для экспорта минерального сырья и готовой продукции [16].

Ряд авторов считают перспективной возможностью использовать режим особой экономической зоны для развития МТК [17]. Считаем данный подход логичным и возможным для дальнейшего использования, что будет обосновано далее по тексту статьи.

Методы и методология

В процессе исследования был проанализирован обширный материал: нормативные правовые источники, официальные сайты организаций-перевозчиков, периодика. Тематика статьи потребовала использовать диалектический подход, при помощи которого стало возможным исследовать противоречия региональных интеграционных процессов в ходе развития транспортного коридора «Север – Юг», которые нашли отражение в сложной исторической динамике формирования данного МТК. С целью полноценного взгляда на рассматриваемую научную проблему применены методы индукции с использованием отдельных фактов о формировании МТК и дедукции для выведения результатов, анализа собранной информации и синтеза результатов анализа в графической интерпретации. Применение научных методов исследования помогло выявлению общих тенденций, мешающих развитию МТК «Север – Юг», и определению подходов, способствующих ускорению реализации данного стратегически важного проекта.

Результаты

Для уточнения объекта исследования необходимо определить значение термина «международный транспортный коридор». Эта категория основана на определении «транспортный коридор», под которым понимается нормативная составляющая транспортных потоков, а также совокупность материальных, информационных и финансовых потоков [18]. Можем уверенно констатировать, что доля информационной составляющей транспортных потоков на современном этапе очень высока, и в будущем будет только расти, поскольку транспортная отрасль очень активно использует информационные технологии, интегрируя их с собственной инфраструктурой (рис. 1). Все транспортные

[1] Armenia and India's Vision of «North–South Corridor»: A Strategy or a «Pipe Dream»? [Электронный ресурс] // The Armenian Weekly. URL: https://armenianweekly.com/2021/03/24/armenia-and-indias-vision-of-north-south-corridor-a-strategy-or-a pipe-dream/ (дата обращения: 27.04.2023).

Рис. 1. Значение международного транспортного коридора
Fig. 1. The importance of the international transport corridor

коридоры, по мнению В. Егорова, подразделяются на внутренние (национальные), региональные и международные [5]. В то же время такое разделение упомянутым автором называется условным, поскольку МТК в рамках истории своего развития может проходить национальные и региональные этапы.

Понятие «международный транспортный коридор» используется Комитетом по внутреннему транспорту Европейской экономической комиссии ООН. Экспертами организации МТК рассматривается как часть национальной или международной транспортной системы, обеспечивающая большое количество транспортных перевозок, а также набор норм, регулирующих перевозки[2]. Такое определение представляется наиболее соответствующим масштабу задач, решаемых при помощи МТК. Похожее определение включено непосредственно в текст соглашения об МТК «Север – Юг», где под МТК понимается «совокупность магистральных транспортных коммуникаций с соответствующим обустройством...»[3].

Исторически создание транспортного коридора между евразийским континентом и другими географическими территориями можно связать с путешествием из России в Индию купца Афанасия Никитина, который совершил его в 1468 году, открыв самый короткий путь из Европы в Индию. Иностранные и русские купцы с разной степенью интенсивности использовали данный маршрут. Повысилось значение данного пути во время Второй мировой войны, когда он использовался для доставки грузов в СССР по ленд-лизу. В период с 1941 по 1946 год маршрут, соединяющий шоссе между югом и севером Ирана с Трансиранской железной дорогой, получил активное использование британскими и советскими военными. В 1943 году объем перевозок достигал до 100 тыс. т в месяц [7]. Важность исторически проложенного маршрута была оценена предпринимателями России, Ирана и Индии в 1999 году, когда было подписано соглашение, предусматривающее экспортно-импортное направление транспортировки по данному маршруту. Название транспортного коридора «Север – Юг» было обозначено как официальное уже на межправительственном уровне в 2000 году в соглашении, которое было ратифицировано Россией в феврале 2002 года, а в мае того же года состоялось открытие МТК. В период с 2003 по 2006 год к МТК присоединились: Казахстан в 2003 году, Белоруссия и Оман

[2] Международные транспортные коридоры ЕврАзЭС: быстрее, дешевле, больше [Электронный ресурс] // Евразийский Банк Развития. Отраслевой обзор, 2009. 60 с. URL: https://eabr.org/upload/iblock/eba/Mezhdunarodnye-transportnye-koridory-EvrAzES.pdf (дата обращения: 27.04.2023).

[3] Соглашение о международном транспортном коридоре «Север – Юг» [Электронный ресурс] // Электронный фонд правовых и нормативных документов. Ратифицировано Федеральным законом РФ от 12 марта 2002 года № 24-ФЗ. URL: https://docs.cntd.ru/document/901828641 (дата обращения: 27.04.2023).

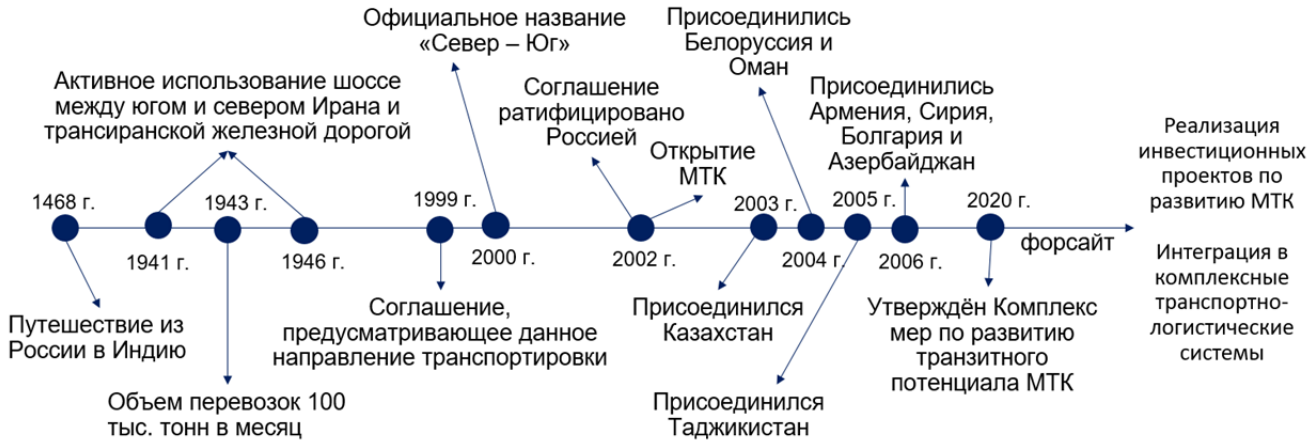


Рис. 2. «Дорожная карта» создания транспортного коридора «Север – Юг» между евразийским континентом и другими географическими территориями
Fig. 2. Roadmap for the creation of the North–South Transport Corridor between the Eurasian continent and other geographical territories

Рис. 3. Направления и виды транспорта в составе мультимодального международного коридора «Север – Юг»
Fig. 3. Directions and modes of transport as part of the North–South Multimodal International Transport Corridor

в 2004 году; Таджикистан – в 2005 году, Армения, Сирия, Болгария и Азербайджан – в 2006 году (рис. 2).

МТК «Север – Юг» предусматривает интеграцию инфраструктур морского, речного, железнодорожного, автомобильного и воздушного транспорта и имеет три направления (рис. 3):

1) восточное, объединяющее Россию, Казахстан, Туркменистан, Иран (Москва – Аксарайская – Болашак – Инче-Бурун – Бендер – Аббас – Мумбаи);

2) транскаспийское, транспортировки через Каспийское море (Москва – Астрахань – Энзели – Бендер – Аббас – Мумбаи);

3) западное, по берегу Каспийского моря на западном направлении, через Азербайджан и Россию (Москва – Самур – Астара – Бендер – Аббас – Мумбаи).

Активные контейнерные перевозки начались в 2000 году и продолжались в 2001 году, затем в 2002 году перевозки остановились, функционирование коридора продолжилось по участку Каспийского моря, соединяющему Иран и Россию. Причины остановки проекта все еще обсуждаются в ходе научно-практических дискуссий (рис. 4). Их можно сгруппировать по направлениям, которые отражают группировку тормозящих развитие МТК факторов:

Рис. 4. Причины снижения интенсивности формирования транспортного коридора «Север – Юг»
Fig. 4. Reasons for the decrease in the intensity of the North–South Transport Corridor formation

Рис. 5. Основные преимущества транспортного коридора «Север – Юг», предопределяющие необходимость обеспечения его развития
Fig. 5. The main advantages of the North–South Transport Corridor, determining the need to ensure its development

- политические (международные санкции, территориальные конфликты между странами – участницами соглашения, несогласованная национальная транспортная политика);
- экономические (кризисные явления в экономике, повышение международных фрахтовых ставок);
- инфраструктурные (конкуренция логистических систем стран; несоответствие ширины колеи железной дороги; отсутствие железнодорожных путей на достаточно большой протяженности территории Ирана (162 км на западном маршруте); износ транспортного оборудования; недостаточное использование инноваций и информационных технологий);
- институциональные (торговые барьеры, несогласованные таможенные процедуры, отсутствие взаимодействия таможенных органов).

В то же время отметим безусловные преимущества МТК «Север – Юг» (рис. 5):

- политические (создание альтернативного транспортного пути как фактора антисанкционной политики, укрепление евразийской интеграции);
- экономические (удешевление перевозок в среднесрочной перспективе);
- инфраструктурные (сокращение времени перевозок в сравнении с маршрутом по Суэцкому каналу, повышение надежности транспортировки; сближение транспортной инфраструктуры стран-участниц, активизация транспортно-логистических отраслей, повышение цифровизации экономик);
- институциональные (снижение трансакционных издержек);
- экологические (использование железнодорожного транспорта минимизурует отрицательное влияние на окружающую среду).

Положительные тенденции уже отмечаются многими участниками МТК. Так, по данным ОАО «РЖД», в 2022 году увеличены объемы отправок грузов со станций Северной железной дороги по МТК на 36,3 %; повысился объем перевозок на 18,5 % через Азербайджан по западной ветке, а грузооборот по восточной ветке увеличился в 2 раза. Наиболее впечатляет прирост в 14 раз отправленного груза через порт Каспия[4].

Обсуждение

В итоге рассмотрения факторов, тормозящих развития МТК «Север – Юг», и перспектив данного проекта можно определить дальнейшие пути развития транспортного коридора.

Для стран – участниц МТК «Север – Юг» данный транспортный коридор имеет важнейшее стратегическое и геополитическое значение. В проекте МТК важно учитывать интересы всех участников, поскольку они не равнозначные. Россия и Иран являются ключевыми игроками проекта. Некоторые страны, например Финляндия, проявив заинтересованность в проекте ранее и придав импульс его развитию в 2021 году, сейчас в грузопотоке активного участия не принимает. Это подчеркивает необходимость установления более глубоких экономических связей, поддержания активных политических и торговых отношений между странами – участницами МТК «Север – Юг». Речь идет в первую очередь об Азербайджане и Таджикистане. Немаловажное значение для привлечения участников проекта могут иметь средства информационного взаимодействия, современные PR-технологии. Интерес к МТК «Север – Юг» активно проявляет и Беларусь, поскольку есть заинтересованность в экспорте удобрений в Индию посредством данного транспортного коридора. Пока по данному направлению остались некоторые нерешенные вопросы: например, обратная загрузка контейнеров.

Для полноценного функционирования транспортного коридора необходимо интегрировать инфраструктуру вовлеченных в проект стран и их регионов. Так, в России в Волго-Каспийском морском судоходном канале требуются дноуглубительные работы и работы по снижению заносимости [14]. Одна из возможностей решения проблем данной территории – создание режима особой экономической зоны (ОЭЗ). Подобные механизмы задействованы в других странах, участвующих в проекте. Можно отметить политику Ирана, в котором активно используется режим свободных экономических зон и особых экономических зон [19]. Режим свободных экономических зон в Иране очень привлекателен для иностранных инвесторов, поскольку позволяет осуществлять операции без валютных ограничений, предусматривает освобождение от уплаты налогов на период первых 15–20 лет функционирования. На территории свободной экономической зоны «Энзели» расположен порт с одноименным названием; участниками данной экономической зоны являются несколько российских и российско-иранских предприятий. Преимущества свободной экономической зоны «Энзели» неоспоримы для осу-

[4] Перевозки с Северной железной дороги по МТК «Север – Юг» выросли более чем на треть [Электронный ресурс] // Официальный сайт «РЖД». URL: https://szd.rzd.ru/ru/5319/page/104069?id=280330 (дата обращения: 27.04.2023).

ществления долгосрочных инвестиционных проектов:

- освобождение от налогов на 20 лет;
- защита иностранной собственности на 100 %;
- либеральное валютное законодательство;
- простота регистрации бизнеса;
- сеть инфраструктурных компаний (банки, страховые компании, кредитные организации и пр.);
- простота процедур реэкспорта.

Такие преимущества являются стимулом для притока иностранных инвестиций. По официальным данным, организациями «Энзели» в 2022 году из свободной экономической зоны было реэкспортировано 586 млн долларов[5].

Положительный опыт «Энзели» воспринят российскими властями и уже используется в работе особой экономической зоны «Лотос», созданной в Наримановском районе Астраханской области. В 2017 году руководства свободных экономических зон «Энзели» и «Лотос» подписали соглашение о сотрудничестве.

В настоящее время на территории «Лотоса» осуществляются инфраструктурные проекты по обустройству причалов важного для МТК «Север – Юг» порта Оля, модернизируются контейнерный, масляный и зерновой терминалы; подписаны важные инвестиционные соглашения по направлениям развития грузоперевозок, финансирования, взаимодействия с иранскими партнерами.

Свободная экономическая зона «Лотос» подписала договор о сотрудничестве со свободной экономической зоной «Витебск» для совместной деятельности по продвижению, привлечению иностранных инвестиций, использования МТК для грузоперевозок.

Важное направление, которое будет способствовать более активному использованию МТК, – это развитие инфраструктуры. Необходимо обустройство портов Каспийского моря современными инфраструктурными объектами, формирование системы современных портов на территории России. В Иране ключевым представляется завершение строительства железной дороги по направлению Решт – Астара.

Существенный толчок для развития МТК «Север – Юг» могут дать современные информационные решения. Большие перспективы в развитии транспортного коридора связаны с активизацией контейнерных перевозок по маршруту Астара – Москва – Санкт-Петербург. Эффективность организации контейнерных перевозок может повысить технология «Грузовой экспресс 2.0». Такая технология уже прошла апробацию на базе АО «ФГК» (дочернего предприятия ОАО «РЖД») и показала ощутимые результаты следующих направлениях: сокращение времени доставки грузов с 7 до 3 дней; повышение объемов грузоперевозки и увеличение сохранности ввиду отсутствия сортировок. Такие результаты стали возможны благодаря ускоренному передвижению контейнерных поездов с остановками на опорных пунктах для проведения погрузки-разгрузки без отцепления вагонов.

Вполне обоснованным требованием представляется использование электронных систем управления, внедрение реинжиниринга бизнес-процессов, стандартизации бизнес-процессов [9]. Особое внимание следует уделить формированию интеллектуальных транспортных систем и использованию инструментов искусственного интеллекта при выполнении транспортных и складских операций [20]. Важно обеспечить единообразие и высокий уровень использования современных технологий всеми участниками МТК.

В соответствии с выводами ранее выполненного научного исследования эффективная система доставки продукции является неотъемлемой частью успешного бизнеса отдельного предприятия и экономики страны в целом [21].

При решении задач, связанных с грузоперевозками, следует учитывать компромиссы между различными альтернативными решениями, а также последствия этих компромис-

[5] Официальный сайт свободной экономической зоны «Энзели» [Электронный ресурс] // Новости свободных зон. URL: http://anzalifz.ir/page-russianblockshow/ru/0/news/4653-G7/tool_news_sample_russianmain_block364 (дата обращения: 27.04.2023).

сов для всех участников транспортного процесса [21].

Для реализации масштабных задач проекта МТК необходимо обеспечить соответствующую кадровую поддержку, современные терминалы должны иметь управленческие кадры соответствующего уровня, для чего может потребоваться введение новых специальностей в вузах Астраханской области, можно использовать механизмы стимулирования для привлечения молодых кадров в регионы, обслуживающие МТК. Соответствующая кадровая подготовка должна быть обеспечена во всех странах-участницах. Можно использовать опыт сотрудничества в подготовке кадров, накопленный за годы существования СССР, когда велась успешная подготовка специалистов Индии, Китая, стран Африки и Азии в советских вузах.

Успешная реализация новых проектов будет зависеть от гармонизации и совершенствования нормативной базы во всех странах-участницах в сфере таможенного регулирования, а также в сфере обработки грузов. Важность таких мероприятий можно продемонстрировать на примере положительных результатов упрощения получения разрешительных документов фитосанитарного и ветеринарного контроля при перевозке зерна в портах Астраханской области.

Выводы

Современная комплексная транспортная система – это структура взаимосвязанных составных частей, средств и устройств, обеспечивающая выполнение в соответствии с целями систем высшего порядка необходимых операций в интересах участников транспортного процесса и функционирующая с применением интеллектуальных инструментов [5, 20].

Проблемы формирования и функционирования транспортных коридоров многосторонне изучены. В результате анализа обширного материала по теме исследования и применения дедукции уточнено значение термина «международный транспортный коридор», сделаны выводы о значении МТК «Север – Юг», которые вместе с «дорожной картой» формирования транспортного коридора, направлениями и видами транспорта в его составе и причинами снижения интенсивности формирования представлены в виде схем.

Определены безусловные преимущества МТК «Север – Юг» при осуществлении товарообмена между странами региона. Обозначены положительные тенденции, начавшиеся с 2022 года, в том числе увеличение объемов отправок грузов и объема перевозок.

В результате настоящего исследования сделаны выводы, что одним из принципов формирования комплексной транспортной системы является развитие транспортного сообщения по направлению движения существующих или перспективных грузо- и пассажиропотоков. При этом в целях высших систем, например экономики государства или мировой транспортной системы, задачей МТК «Север – Юг» является снижение зависимости от других транспортных коридоров.

Из настоящего исследования можно сделать вывод, что, несмотря на очевидные преимущества и выгоду от формирования транспортного коридора, связывающего страны Европы и Азии, и попытки обеспечить существенный транспортный поток на данном направлении со стороны нескольких государств и крупного бизнеса, значительный импульс развития МТК «Север – Юг» получил только при определенным образом сложившейся внешней конъюнктуре, когда эта транспортная система стала необходима для развития экономики и обеспечения безопасности стран данного региона.

В результате оценки возможности интеграции инфраструктуры регионов в транспортный коридор «Север – Юг» можно сделать вывод, что терминальные комплексы, пути сообщения и подвижной состав магистральных видов транспорта должны обеспечить планируемый в перспективе ближайших 10 лет грузовой и пассажиропоток между Россией и странами Азии. Сближение инфраструктуры стран – участниц МТК «Север – Юг» обеспечит формирование в регионе современной комплексной транспортной системы, а применение интеллектуальных тех-

нологий управления перевозками обеспечит конкурентное преимущество данному направлению при развитии цепей поставок.

К сильным сторонам проекта МТК «Север – Юг» относится укрепление евразийской интеграции, активизация экономического развития регионов, удешевление стоимости перевозок в среднесрочной перспективе, сокращение времени перевозок, повышение надежности транспортировки и уровня цифровизации производственных процессов.

К слабым сторонам проекта МТК «Север – Юг» относится несогласованная национальная политика стран-участниц, несогласованные таможенные процедуры, необходимость конкурировать с развитыми логистическими системами, отсутствие железнодорожных путей на протяженном участке транспортного коридора, несоответствие пропускной способности инфраструктуры регионов планируемым объемам перевозок.

К перспективам повышения эффективности МТК «Север – Юг» относится рост количества стран-участниц и их заинтересованность в развитии проекта, значительное увеличение объема перевозок, развитие технологий формирования комплексных транспортных систем, интеллектуального управления на транспорте и информационного взаимодействия.

Для минимизации влияния слабых сторон МТК «Север – Юг», использования сильных сторон проекта и реализации перспектив повышения эффективности транспортных процессов на данном направлении должна быть использована методология управления развитием комплексных транспортных систем. Методология содержит алгоритм действий, обеспечивающих решение глобальных задач формирования МТК «Север – Юг». Необходимо обеспечить динамическое согласование решений задач транспортной системы посредством интеллектуальных технологий, создать расчетную модель, описывающую влияние внешних факторов и состояния транспортной инфраструктуры на объем перевозок, пропускную способность и величину выполненной транспортной работы, описать аппарат оптимизации с учетом экономического обоснования функционирования транспортного коридора, выполнить имитационное и оптимизационное моделирование.

МТК «Север – Юг» продолжит свое развитие как комплексная транспортная система, пока есть потребность систем высшего порядка в перемещении пассажиров и грузов в данном направлении. В управлении комплексными транспортными системами как области деятельности возможно применить результаты настоящего исследования при осуществлении системного развития страны, регионов и городов и формировании их инфраструктуры. Результаты исследования могут быть использованы при разработке методологии формирования комплексных транспортных систем в процессе интеграции мультимодального коридора и региональной инфраструктуры по направлению «Север – Юг» и организации технологического процесса с учетом целей высших систем.

Заключение

По итогам исследования основ интеграции инфраструктуры регионов в транспортный коридор «Север – Юг» выделены факторы, которые препятствуют активной реализации проекта.

Большие проблемы имеются в уровне развития инфраструктуры и недостаточном уровне гармонизации институциональных условий, в рамках которых функционирует транспортный коридор.

Конкретизация направленности развития транспортного сообщения является одним из принципов формирования современных комплексных транспортных систем.

В то же время безусловными преимуществами функционирования транспортного коридора «Север – Юг» является снижение зависимости от других транспортных коридоров, в том числе захватывающих конкурирующие страны, повышение национальной безопасности и суверенитета России, укрепление евразийской интеграции, углубление внешнеполитических связей со странами Азии и Африки.

В целях максимально возможного использования потенциала МТК «Север – Юг» и повышения его конкурентоспособности в сравнении с другими транспортными узлами необходимо единовременное решение комплекса задач: 1) модернизации инфраструктуры, в первую очередь портовой – в России, железнодорожной – в Иране; 2) полноценной цифровизации транспортно-логистической сферы во всех странах-участницах; 3) гармонизации институциональных условий реализации проекта в области законодательства, таможенных процедур, бизнес-процессов, управления.

Ускорить развитие проекта может активное использование режимов свободных экономических зон и особых экономических зон. Рекомендуется создать специальную наднациональную организационную структуру, которая будет заниматься непосредственно развитием МТК «Север – Юг».

Список литературы

1. Андреюк В.Ю. Экономическое сотрудничество России и Ирана в рамках международного транспортного коридора «Север – Юг» на современном этапе // Развитие предпринимательства как фактор роста экономики: сборник научных трудов преподавателей и студентов кафедры экономики и предпринимательства. М.: Московский государственный областной педагогический университет, 2023. С. 47–53.

2. Лунев С., Юртаев В. Перспективы установления партнерских отношений между Индией и Ираном // Международные процессы. 2021. Т. 19, № 2 (65). С. 121–137. DOI: 10.17994/IT.2021.19.2.65.3

3. Кожокин Е.М. Транспортный коридор Север – Юг в условиях новой реальности // Геоэкономика энергетики. 2022. Т. 20, № 4. С. 36–55. DOI: 10.48137/26870703_2022_20_4_36

4. Минеев В.И., Почекаев Д.А. Перезагрузка международного транспортного коридора «Север – Юг» // Научные проблемы водного транспорта. 2023. № 74. С. 105–116. DOI: 10.37890/jwt.vi74.350

5. Малышев М.И. Обзор исследований в области повышения эффективности мультимодальных перевозок на основе технологических решений // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 58–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-58-71

6. Егоров В.Г. Геополитика транспортных коридоров // Геоэкономика энергетики. 2021. Т. 14, № 2. С. 6–31. DOI: 10.48137/2687-0703_2021_14_2_6

7. Сажин В.И. К вопросу о МТК «Север – Юг» – проблемы и перспективы [Электронный ресурс] // Международная жизнь. 2022. URL: https://interaffairs.ru/news/show/36291 (дата обращения: 05.05.2023).

8. Крюкова Е.В. Концепция развития международного транспортного коридора «Север – Юг» // Вестник Волгоградского государственного университета. Экономика. 2020. Т. 22, № 2. С. 141–147. DOI: 10.15688/ek.jvolsu.2020.2.13

9. Бережнов Г.В. Макроэкономические предпосылки развития транспортного коридора «Север – Юг» // Каспийский регион: политика, экономика, культура. 2019. № 3 (60). С. 197–201.

10. Широких С.В. Цифровизация международного транспортного коридора «Север – Юг» // Академический вестник Ростовского филиала Российской таможенной академии. 2019. № 2 (35). С. 78–83.

11. Магомедов А.К. Международный транспортный коридор «Север – Юг»: геополитическое, национальное и региональное измерения // Каспийский регион: политика, экономика, культура. 2019. № 3 (60). С. 222–224.

12. Тихомиров А.А., Мартышкин Р.В., Бочко П.К. Роль МТК «Север – Юг» в новой географии внешнеторговых торговых потоков Российской Федерации // Национальная Ассоциация Ученых. 2022. № 85-1. С. 13–16. DOI: 10.31618/NAS.2413-5291.2022.1.85.660

13. Гулый И.М. Перспективы развития перевозок грузов по маршрутам мультимодального международного транспортного коридора «Север–Юг» // Экономика Центральной Азии. 2022. Т. 6, № 4. С. 341–354. DOI: 10.18334/asia.6.4.117073

14. Волынский И.А. Роль Астраханской области как ключевого транспортно-логистического узла в международном транспортном коридоре «Север – Юг» // Каспийский регион: политика, экономика, культура. 2019. № 3 (60). С. 207–212.

15. Маркелов К.А. История и современность в развитии Международного транспортного коридора «Север – Юг» // Каспийский регион: политика, экономика, культура. 2022. № 1 (70). С. 98–109. DOI: 10.54398/1818-510X_2022_1_98

16. Петров М.Б., Хазин М.Л., Кричкер Д.Р. Альтернативные направления экспорта-импорта по МТК «Север – Юг» в условиях экономических санкций // Вестник Уральского государственного университета путей сообщения. 2022. № 3 (55). С. 83–94. DOI: 10.20291/2079-0392-2022-3-83-94

17. Pynnöniemi K. Pan-european/international transport corridors at the conjunction of geography and politics in Russia // Russia's European Choice / Под ред. T. Hopf [Электронный ресурс] // NewYork: Palgrave Macmillan, 2008. Pp. 123–146. DOI: 10.1057/9780230612587_6 (дата обращения: 05.05.2023).

18. Вардомский Л.Б., Тураева М.О. Развитие транспортных коридоров постсоветского пространства в условиях современных геополитических и экономических вызовов (научный доклад). М.: Институт экономики РАН, 2018. 66 с.

19. Вахшитех А.Н., Лапенко М.В. Развитие иранской экономической зоны «Энзели» в рамках международного транспортного коридора «Север – Юг» // Современные евразийские исследования. 2018. № 2. С. 74–86.

20. Малышев М.И. Использование возможностей искусственного интеллекта для выявления поврежденных грузов по внешнему виду упаковки при выполнении логистических операций // Мир транспорта. 2022. Т. 20, № 4 (101). С. 61–72. DOI: 10.30932/1992-3252-2022-20-4-5

21. Большедворская Л.Г. Анализ факторов, влияющих на проектирование схемы доставки грузов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 190. С. 28–33.

References

1. Andreyuk, V.Yu. (2023). Economic cooperation between Russia and Iran within the framework of the North–South international transport corridor at the present stage. *In: Razvitiye predprinimatelstva kak faktor rosta ekonomiki: sbornik nauchnykh trudov prepodavateley i studentov kafedr ekonomiki i predprinimatelstva*, pp. 47–53. (in Russian)

2. Lunev, S., Yurtaev, V. (2021). Prospects for establishing partnership relations between India and Iran (significance for Russia). *Mezhdunarodnye processy*, vol. 19, no. 2 (65), pp. 121–137. DOI: 10.17994/IT.2021.19.2.65.3 (in Russian)

3. Kozhokin, E.M. (2022). The North–South transport corridor in a new reality. *Geoekonomika energetiki*, vol. 20, no. 4, pp. 36–55. DOI: 10.48137/26870703_2022_20_4_36 (in Russian)

4. Mineev, V.I, Pochekaev, D.A. (2023). Reloading of the international transport corridor "North-South". *Russian Journal of Water Transport*, no. 74, pp. 105–116. DOI: 10.37890/jwt.vi74.350 (in Russian)

5. Malyshev, M.I. (2020). Research review on improving the efficiency of multimodal transportation based on technological solutions. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 4, pp. 58–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-58-71 (in Russian)

6. Egorov, V.G. (2021). The geopolitics of transport corridors. *Geoekonomika energetiki*, vol. 14, no. 2, pp. 6–31. DOI: 10.48137/2687-0703_2021_14_2_6 (in Russian)

7. Sazhin, V.I. (2022). On the issue of the North-South ITC – problems and prospects. *The international affairs*. Available at: https://interaffairs.ru/news/show/36291/ (accessed: 05.05.2023). (in Russian)

8. Kryukova, E.V. (2020). Concept for the development of the North-South international transport corridor. *Journal of Volgograd State University. Economics*, vol. 22, no. 2, pp. 141–147. DOI: 10.15688/ek.jvolsu.2020.2.13 (in Russian)

9. Berezhnov, G.V. (2019). Macroeconomic pre-conditions of development of a transport corridor are "North-South". *Kaspiyskiy region: politika, ekonomika, kultura*, no. 3 (60), pp. 197–201. (in Russian)

10. Shirokikh, S.V. (2019). The digitalization of the international transport corridor "North-South". *Akademicheskiy Vestnik Rostovskogo filiala Rossijskoy tamozhennoy akademii*, no. 2 (35), pp. 78–83. (in Russian)

11. Magomedov, A.K. (2019). International transport corridor "North-South": geopolitical, national and regional dimensions. *Kaspiyskiy region: politika, ekonomika, kultura*, no. 3 (60), pp. 222–224. (in Russian)

12. Tikhomirov, A.A., Martyshkin, R.V., Bochko, P.K. (2022). The role of the North-South ITC in the new geography of foreign trade flows of the russian federation. *Natsionalnaya Assotsiatsiya Uchenykh*, no. 85-1, pp. 13–16. (in Russian)

13. Gulyy, I.M. (2022). Prospects for the development of cargo transportation along the international North-South transport corridor. *Journal of Central Asia Economy*, vol. 6, no. 4, pp. 341–354. DOI: 10.18334/asia.6.4.117073 (in Russian)

14. Volynsky, I.A. (2019). Role of the astrakhan region as a key transportation and logistics unit in the international "North-South" transport corridor. *Kaspiyskiy region: politika, ekonomika, kultura*, no. 3 (60), pp. 207–212. (in Russian)

15. Markelov, K.A. (2022). History and contemporary state of development of the international North-South transport corridor. *Kaspiyskiy region: politika, ekonomika, kultura*, no. 1 (70), pp. 98–109. DOI: 10.54398/1818-510X_2022_1_98 (in Russian)

16. Petrov, M.B., Khazin, M.L., Krichker, D.R. (2022). Alternative export-import directions through the international North-South transport corridor under conditions of the economic sanctions. *Herald of the Ural State University of Railway Transport*, no. 3 (55), pp. 83–94. DOI: 10.20291/2079-0392-2022-3-83-94 (in Russian)

17. Pynnöniemi, K. (2008). Pan - european/international transport corridors at the conjunction of geography and politics in Russia. *In book: Russia's European Choice*, in Hopf T. (ed.). Palgrave Macmillan, New York, pp. 123–146. DOI: 10.1057/9780230612587_6 (accessed: 05.05.2023).

18. Vardomskiy, L.B., Turaeva, M.O. (2018). Development of transport corridors in the post-Soviet space in the context of modern geopolitical and economic challenges. Moscow: Institut ekonomiki RAN, 66 p. (in Russian)

19. Vakhshiteh, A.N., Lapenko, M.V. (2018). Anzali free trade zone in the framework of international North-South transport corridor. *Sovremennyye yevraziyskiye issledovaniya*, no. 2, pp. 74–86. (in Russian)

20. Malyshev, M.I. (2022). Using the capabilities of artificial intelligence to identify damaged goods by the appearance of packaging when performing logistics operations. *World of Transport and Transportation*, vol. 20, no. 4 (101), pp. 61–72. DOI: 10.30932/1992-3252-2022-20-4-5 (in Russian)

21. Bolshedvorskaya, L.G. (2013). Analysis of factors, wich influence on projection of sistem cargo's delivery. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 190, pp. 28–33. (in Russian)

Сведения об авторах

Малышев Максим Игорьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры менеджмента Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ), dicorus@mail.ru.

Кожанов Евгений Николаевич, магистрант Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ), dicorus@mail.ru.

Information about the authors

Maxim I. Malyshev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Management Chair, Moscow Automobile and Road Construction State Technical University (MADI), dicorus@mail.ru.

Evgeniy N. Kozhanov, Master's Degree Student, Moscow Automobile and Road Construction State Technical University (MADI), dicorus@mail.ru.

Поступила в редакцию	10.05.2023	Received	10.05.2023
Одобрена после рецензирования	24.09.2023	Approved after reviewing	24.09.2023
Принята в печать	25.01.2024	Accepted for publication	25.01.2024

УДК 629.735.33
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-43-60

Оценка значимости основных факторов риска авиационного происшествия на посадке на основании анализа результатов опроса пилотов гражданской авиации

В.В. Стрелков[1]
[1]*Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

Аннотация: В интересах изучения проблемы грубых посадок и выкатывания самолетов с взлетно-посадочной полосы (ВПП) была разработана анкета для пилотов, в которой содержалось 22 вопроса, имеющих отношение к рассматриваемой проблеме. Основной акцент в анкете был сделан на выкатывании самолета за боковую кромку ВПП. Спектр вопросов охватывал разные аспекты проблемы, в том числе восприятие и сравнительную оценку пилотами различных факторов риска, личный опыт выполнения посадок с предпосылками к выкатыванию, принятие решения об уходе на второй круг, отношение к политике авиакомпаний в части оценки качества посадки, достоверность сообщаемой экипажу информации о погоде и состоянии ВПП, качество тренажерной подготовки к полетам в условиях бокового ветра и скользкой ВПП, современные бортовые системы предотвращения выкатывания самолета с ВПП и др. Были опрошены более 50 пилотов гражданской авиации разного возраста, с разным стажем и опытом работы, командиры воздушных судов и вторые пилоты. Анкетирование проводилось заочно и анонимно. Обработка анкет включала в себя детальный анализ ответов на каждый из вопросов анкеты. При отсутствии ответа на вопрос или обоснованном сомнении в его корректности анкета исключалась из рассмотрения. Результаты обработки анкет по всей выборке и по отдельным группам (молодые/опытные, командиры / вторые пилоты, турбовинтовые/турбореактивные самолеты) представлены и проанализированы в данной работе.

Ключевые слова: грубая посадка, выкатывание самолета со взлетно-посадочной полосы, факторы риска, предпосылки к выкатыванию, анкетирование, уход на второй круг, состояние взлетно-посадочной полосы.

Для цитирования: Стрелков В.В. Оценка значимости основных факторов риска авиационного происшествия на посадке на основании анализа результатов опроса пилотов гражданской авиации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 43–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-43-60

Significance assessment of the main risk factors of landing accidents based on the results of the survey of civil aviation pilots

V.V. Strelkov[1]
[1]*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

Abstract: To study the problem of rough landings and aircraft runway excursions, a 22-item questionnaire, related to the subject under consideration, was drawn up for pilots. The questionnaire mainly focused on aircraft veering off. The range of issues covered different aspects of the problem, including: pilots' perception and a comparative evaluation of various risk factors; personal experience of landings with prerequisites for a runway excursion; decision-making for the go-around procedure; attitude to the airline policy regarding the landing quality assessment; reliability of information reported to the crew about weather and runway conditions; quality of simulator training for flights in terms of crosswind and slippery runways; modern aircraft systems to prevent a runway excursion, etc. More than 50 civil aviation pilots of different age, experience, including aircraft captains and co-pilots were interviewed. The survey was conducted remotely and anonymously. The processing of the questionnaires included a detailed analysis of the answers to each question. If a question was not answered or if there was some reasonable doubt as to its correctness, the questionnaire was excluded from consideration. The results of questionnaire processing for the entire group and for individual categories (young/experienced, captains/co-pilots, turboprop/turbojet aircraft) were presented and analyzed in this paper.

Key words: rough landing, runway excursion, risk factors, prerequisites for runway excursion, survey, go-around, runway condition.

For citation: Strelkov, V.V. (2024). Significance assessment of the main risk factors of landing accidents based on the results of the survey of civil aviation pilots. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 1, pp. 43–60. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-43-60

Введение

В настоящее время сокращение количества авиационных происшествий на посадке остается в числе приоритетных задач ИКАО[1]. Грубые посадки и выкатывания самолетов с взлетно-посадочной полосы (ВПП) в аэропортах РФ постоянно напоминают о существовании такой проблемы. Безопасность полетов на посадке определяется многими факторами, поэтому исследования в данной области носят многодисциплинарный характер. Значительное количество публикаций, имеющих непосредственное отношение к данной проблеме, например [1–12], говорит об интересе к ней специалистов в области безопасности полетов.

В ЦАГИ проводятся комплексные исследования безопасности посадки, при этом акцент делается на разработке методов выявления предпосылок к авиационному происшествию и соответствующих бортовых систем предотвращения выкатывания самолета с ВПП (проактивный подход к обеспечению безопасности полетов) [13–15]. Но пока человек остается ключевым звеном в системе обеспечения безопасности полетов, поэтому одной из составляющих исследований ЦАГИ в области безопасности на ВПП стала оценка значимости основных факторов риска авиационного происшествия на посадке на основании анализа результатов опроса пилотов гражданской авиации. Предметное обсуждение с пилотами авиакомпаний вопросов безопасности посадки позволило увидеть проблему глазами тех, кто сталкивается с ней регулярно в процессе своей работы, и в определенной мере скорректировать направления исследований в интересах предотвращения грубых посадок и выкатывания самолета с ВПП.

[1] Annual safety review // EASA, 2021. 186 p.

Автор настоящей статьи считает своим долгом отметить значительный вклад в настоящую работу Олега Александровича Бутырина – сотрудника авиакомпании «Аврора», высококлассного специалиста в области безопасности полетов, которого уже нет с нами, и выразить благодарность всем пилотам, которые приняли участие в опросе.

Методы и методология исследования

Для исследования мнений линейных пилотов гражданской авиации по проблеме грубых посадок и выкатывания самолета с ВПП была разработана анкета, которая включала в себя 22 вопроса. Поскольку самолеты выкатываются за боковую кромку ВПП примерно так же часто, как за торец полосы, притом что спрогнозировать боковое выкатывание существенно сложнее, при составлении анкеты было уделено особое внимание проблеме выкатывания самолета за боковую кромку. К большинству вопросов (там, где это уместно) предлагались варианты ответов. Формулировки вопросов были «апробированы» на одном из летчиков-испытателей, которые участвуют в некоторых работах ЦАГИ, а затем уточнены с учетом замечаний специалистов Росавиации и одной из авиакомпаний РФ. Тем не менее в качестве ремарки нужно отметить, что некоторые вопросы оказались сложными для восприятия пилотами авиакомпаний.

Целью анкетирования было определение наиболее значимых, с точки зрения пилота, факторов риска и предпосылок к выкатыванию самолета с ВПП, а также выявление возможных недостатков в существующей практике выполнения полетов и подготовки экипажей (достоверность сообщаемой экипажу информации о погоде и состоянии ВПП, принятые в авиакомпаниях критерии оценки ка-

чества посадки, вопросы подготовки к полетам в сложных метеоусловиях на авиационных тренажерах и др.). Также ставилась задача изучения мнений пилотов о ситуациях, связанных с необходимостью принятия решения об уходе на второй круг.

Проведение анкетирования позволяет не только изучить проблему инцидентов на ВПП изнутри, понять, насколько субъективные оценки пилотов коррелируют с объективными статистическими данными, как они зависят от летного стажа, но и получить численные оценки таких размытых вербальных терминов, как «сильный», «слабый», «редко», «часто» и подобных, которые используются при описании условий посадки и предпосылок к авиационному происшествию.

Анкетирование было анонимным. Анкеты были переданы пилотам двух авиакомпаний и предложены еще нескольким пилотам из других авиакомпаний. В итоге было собрано и поступило в обработку 55 заполненных анкет. Фактически выборка при обработке ответов на конкретный вопрос анкеты могла быть несколько меньше в том случае, когда пилот не давал ответа на вопрос, или ответ был заведомо некорректным. Для статистического анализа это очень маленькая выборка. Тем не менее благодаря детальному рассмотрению каждой из анкет и обобщению всех ответов пилотов удалось получить некоторые интересные результаты.

Среди всех опрошенных были выделены следующие группы:

- молодые / среднего возраста / с большим стажем (опытные);
- командиры ВС / вторые пилоты;
- пилоты турбовинтовых и пилоты турбореактивных самолетов.

Ответы на вопросы анкеты анализировались как по всей выборке, так и по отдельным выделенным группам.

Результаты исследования

Ниже приводятся результаты анкетирования. Формулировки вопросов полностью повторяют те, которые предлагались пилотам.

1. *Ваш возраст?*

В опросе приняли участие пилоты всех возрастных категорий (табл. 1). Большая часть опрошенных относится к категории «средний возраст» (68 % от общего числа).

Таблица 1
Table 1

Возраст опрошенных пилотов
Age of surveyed pilots

Категория	Возраст, лет	Доля респондентов, %
Молодые	До 35	18
Средний возраст	36–55	68
С большим стажем (опытные)	Больше 55	13

2. *Ваш общий налет?*

Налет опрашиваемых пилотов составлял от 1000 до 20 000 летных часов. Значения среднего налета по каждой из возрастных групп приведено в табл. 2.

Таблица 2
Table 2

Средний налет по возрастным группам
Average flight hours in age groups

Категория	Возраст, лет	Кол-во часов
Молодые	До 35	1828
Средний возраст	36–55	8830
С большим стажем (опытные)	Больше 55	16 800

3. *Командир / второй пилот?*

Более половины опрошенных пилотов являются командирами воздушных судов (табл. 3). Средний налет для командиров составил 9592 часа, для вторых пилотов – 4411 часов.

Таблица 3
Table 3

Позиция опрошенного в экипаже
Respondent’s position in flight crew

Позиция в экипаже	Доля респондентов, %
Командир	63
Второй пилот	37

4. *Типы освоенных самолетов?*

Каждый из опрошенных пилотов перечислил все типы летательных аппаратов, которые он освоил за время летной работы, начиная с учебно-тренировочных самолетов. Поэтому спектр получился весьма широким. Среди освоенных самолетов пилотами были перечислены следующие типы самолетов: Ан-2, АН-24/АН-26, АН-28, АН-38, АН-140, А-310, А-319/320/321, В-737, В-757, В-747, В-767, В-777, ИЛ-76, ИЛ-86, ТУ-134, ТУ-154, ЯК-40, ЯК-42, DHC-6-400, DHC-8-300/400, L-410, L-29, ЯК-18, ЯК-52. Были также названы вертолеты Ми-8 и Ми-24. На рис. 1 приведена информация о количестве пилотов, которые имели опыт полетов на каждом из перечисленных выше типов летательных аппаратов (за исключением вертолетов).

Видно, что в спектре представлены и турбовинтовые, и реактивные самолеты отечественного и зарубежного производства, как старые модели, так и современные воздушные суда. Так получилось, что ни один из опрошенных пилотов не имел опыта полетов одновременно и на турбовинтовых, и на реактивных самолетах. Среди опрошенных пилотов имеют опыт управления:

- реактивными магистральными самолетами – 40 %;
- турбовинтовыми региональными самолетами – 60 %.

Таким образом, всех опрошенных пилотов можно четко разделить на две группы, сопоставимые по численности: пилоты реактивных самолетов и пилоты турбовинтовых самолетов.

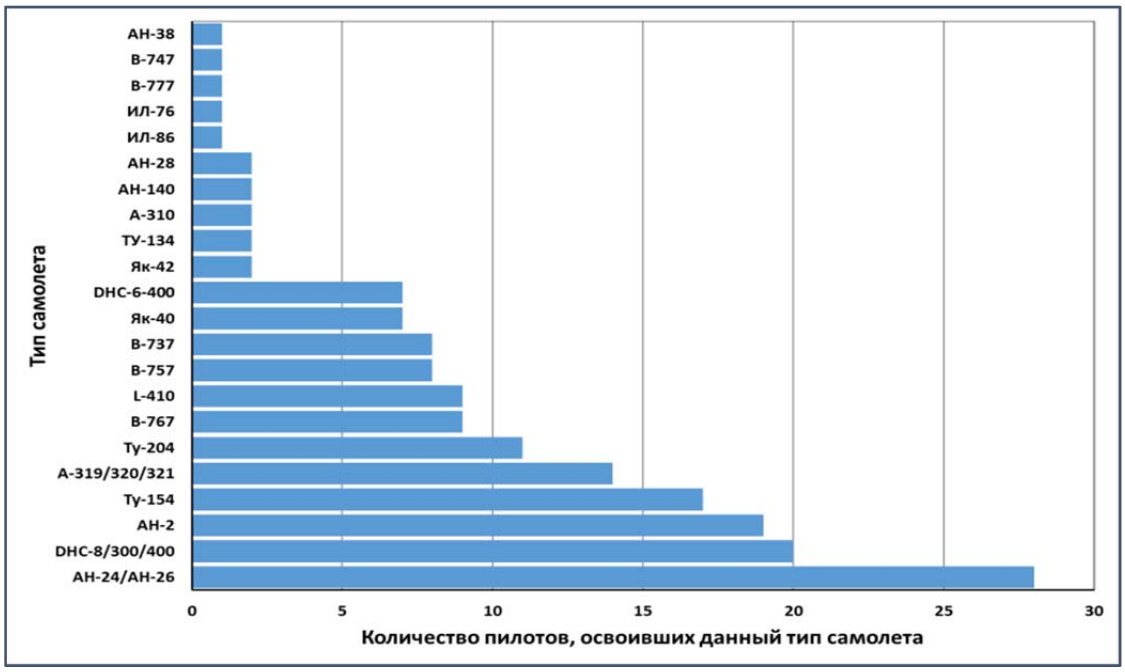


Рис. 1. Освоенные типы воздушных судов
Fig. 1. Mastered Aircraft Types

5. *Сталкивались ли Вы с ситуацией, когда после приземления в силу каких-то причин Вам с трудом удалось удержать самолет на ВПП либо произошло выкатывание за боковую кромку ВПП? Если да, то укажите причину и обстоятельства.*

Это один из ключевых вопросов анкеты. Отвечая на него, пилоты фактически отвечали на вопрос об актуальности проблемы бокового выкатывания самолета с ВПП. Результаты обработки ответов (осреднение по всей выборке) приведены в табл. 4. Видно, что каждый третий пилот (31 % опрошенных) в своей летной практике сталкивался с проблемами управляемости самолета на ВПП, когда имел место реальный риск выкатыва-

ния. То есть проблема реально существует и, следовательно, требует анализа и поиска путей ее решения.

При этом в группе пилотов реактивных самолетов с проблемой сталкивалось несколько большее количество опрошенных (41 %), чем в группе пилотов турбовинтовых самолетов (32 %) (рис. 2). Ожидаемо, что среди пилотов с большим стажем (возраст больше 55 лет) доля ответов «Да, были сложные ситуации» (50 %) заметно выше, чем среди молодых пилотов (17 %) (рис. 3).

Таблица 4
Table 4

Варианты ответа на вопрос 5, осредненные по всей выборке анкет (54 анкеты)
Answer options for Question 5 averaged for the complete questionnaire group (54 questionnaires)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Нет	69
Да, были сложные ситуации	29
Было выкатывание	2

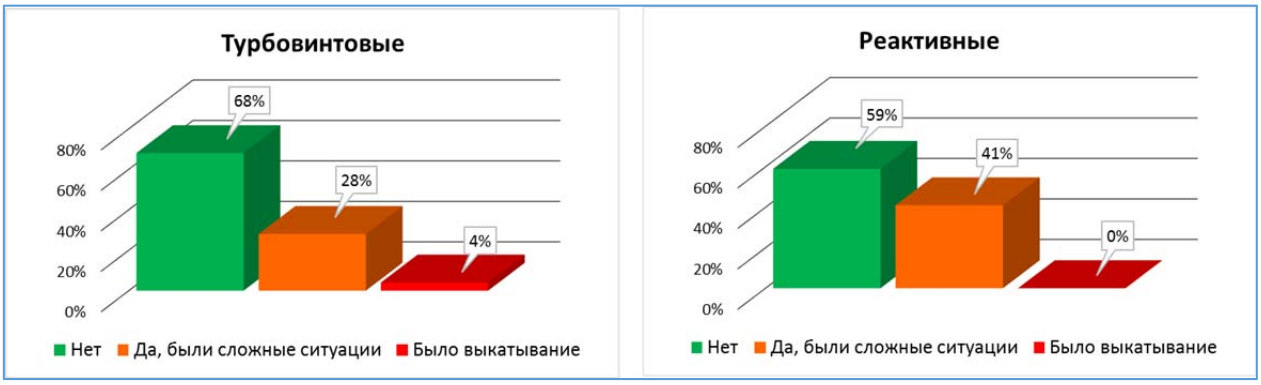


Рис. 2. Распределение ответов на вопрос 5 для пилотов турбовинтовых и реактивных самолетов
Fig. 2. Distribution of the answers to Question 5 among turboprop and turbojet pilots

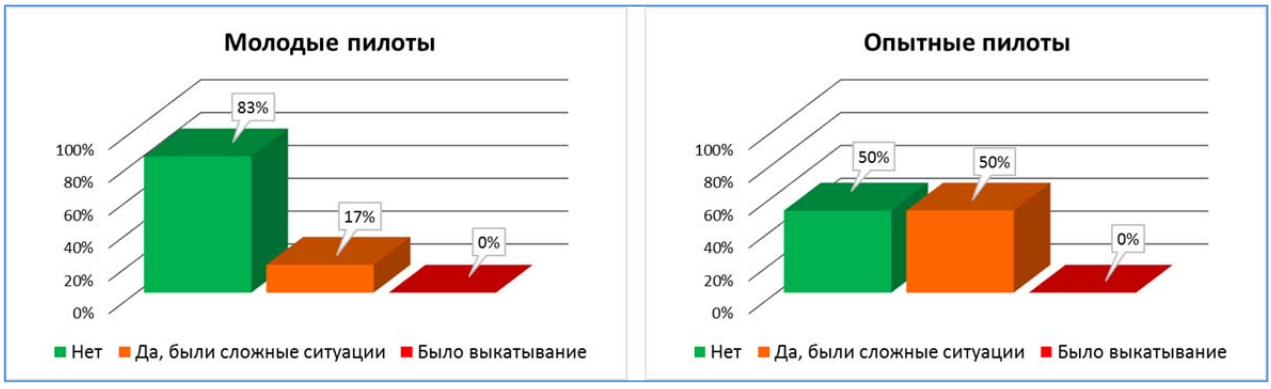


Рис. 3. Распределение ответов на вопрос 5 для молодых и опытных пилотов
Fig. 3. Distribution of the answers to Question 5 among young and experienced pilots

6. *Если были ситуации с риском бокового выкатывания, то на каком этапе возникли первые предпосылки к этому?*

Результаты обработки ответов на данный вопрос приведены на рис. 4.

Ответы на данный вопрос анкеты оказались достаточно неожиданными. Ни один из пилотов из числа опрошенных не сказал, что предпосылки к проблемам на ВПП появились у него при заходе на посадку, хотя в авиационном сообществе обоснованно принято считать, что предвестники авиационного происшествия на посадке, как правило, появляются еще на этапе снижения по глиссаде. В част-

ности, нестабилизированный заход на посадку является главной причиной выкатываний с ВПП. Когда авиакомпания начинает контролировать выполнение условий стабилизированного захода на посадку, сразу снижается количество инцидентов на ВПП, в том числе выкатывания.

Почти три четверти (77 %) пилотов отметили, что первые признаки развития сложной ситуации у них проявились в процессе пробега, (рис. 4). Даже если предположить, что часть из этих пилотов не захотели признаться в своих ошибках, совершенных до момента приземления, полученная цифра кажется достаточно высокой. Если исходить из того, что в большинстве случаев первые предвестники бокового выкатывания возникают только на пробеге, то основные меры борьбы с таким авиационным происшествием должны быть направлены на поддержание ВПП в надлежащем состоянии и на автоматизацию систем управления. В любом случае результаты опроса заставляют уделить особое внимание этапу выравнивания самолета, поскольку 23 % опрошенных пилотов, которые сталкивались с проблемой удержания самолета на ВПП на посадке, отметили, что именно на этом этапе возникли предпосылки к боковому выкатыванию.

Рис. 4. Распределение ответов на вопрос 6 («На каком этапе возникли предпосылки к выкатыванию»)
Fig. 4. Distribution of the answers to Question 6 (“At what stage did the prerequisites for the runway excursion appear?”)

7. *Были ли в Вашей летной практике посадки с перегрузками более 1,8 (по данным объективного контроля)?*

Результаты обработки ответов на данный вопрос по всем анкетам приведены на рис. 5. 67 % опрошенных ответили, что в их практике не было перегрузок больше 1,8 («грубая посадка»). Тем не менее третья часть (33 %) опрошенных пилотов знакома с грубой посадкой. Если судить по результатам данного опроса, то на реактивных магистральных самолетах посадки с большими перегрузками случаются значительно чаще, чем на региональных турбовинтовых самолетах (что, вероятно, обусловлено более высокими посадочными скоростями турбореактивных самолетов): 59 % опрошенных пилотов реактивных самолетов (против 24 % пилотов турбовинтовых самолетов) сообщили, что у них были грубые посадки (рис. 6).

Ожидаемо, что среди опытных пилотов (с большим стажем) процент совершавших грубые посадки (64 %) больше, чем среди молодых (25 %) (рис. 7).

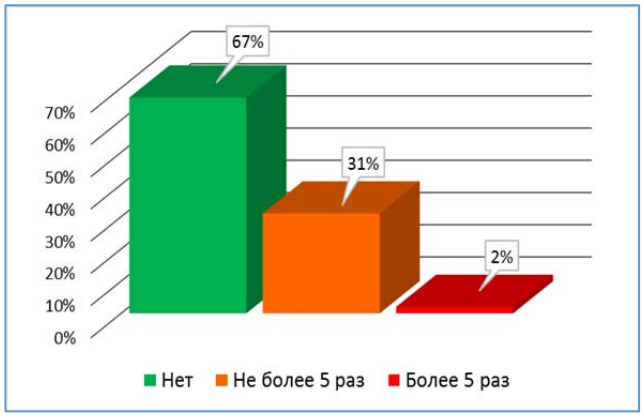


Рис. 5. Распределение ответов на вопрос 7 по всем опрошенным
Fig. 5. Distribution of the answers to Question 7 among all the respondents

Грубые посадки фиксируются в практике авиакомпаний достаточно часто. Бывают периоды, когда вдруг возрастает количество инцидентов такого типа. При этом отсутствует четкое определение термина «грубая посадка». Во многих российских авиакомпаниях величина нормальной перегрузки на по-

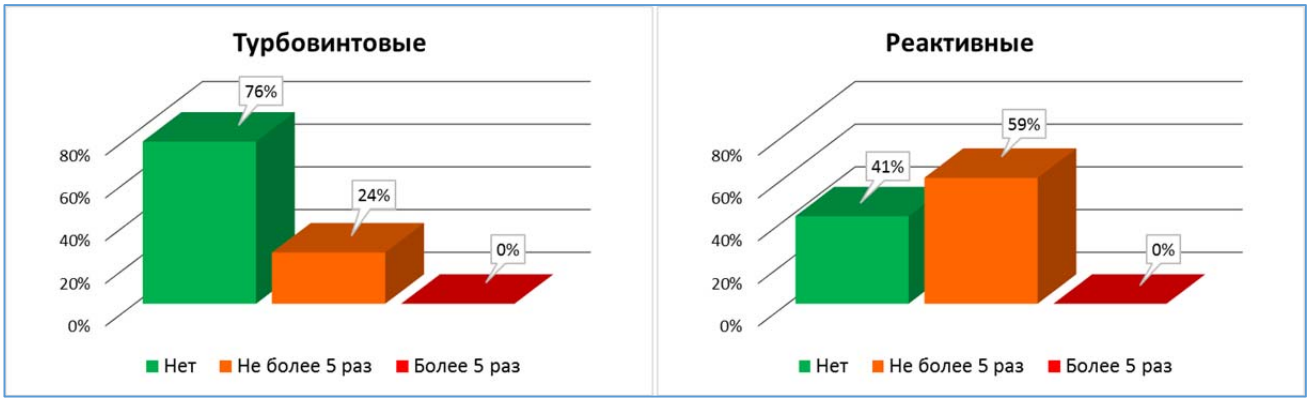


Рис. 6. Распределение ответов на вопрос 7 для пилотов разных типов самолетов
Fig. 6. Distribution of the answers to Question 7 for the pilots of different aircraft types

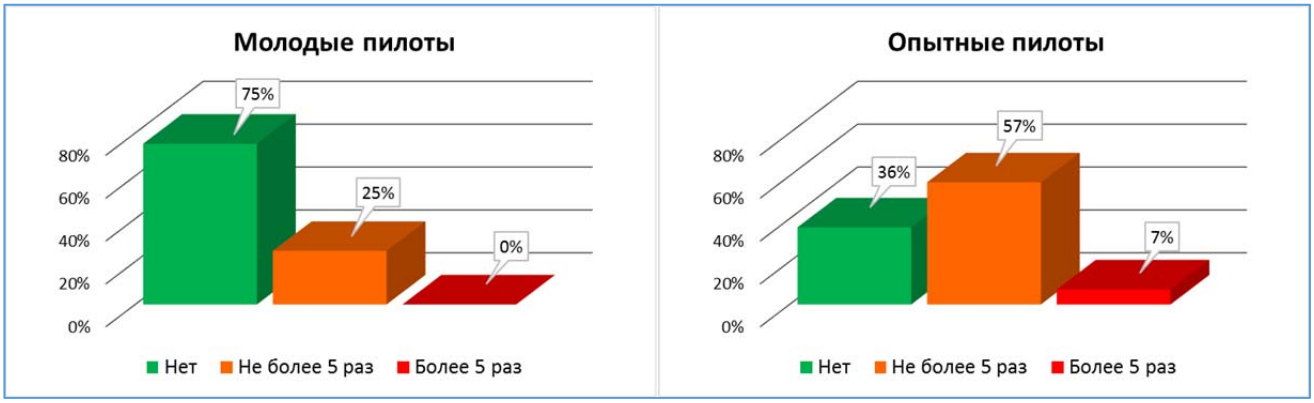


Рис. 7. Распределение ответов на вопрос 7 для молодых и опытных пилотов
Fig. 7. Distribution of the answers to Question 7 for young and experienced pilots

садке рассматривается как один из основных критериев качества выполнения посадки и контролируется службами объективного контроля авиакомпаний. Если нормальная перегрузка на посадке меньше 1,5, то посадка считается отличной, если больше 1,8, то посадка считается грубой (цифры в конкретной авиакомпании могут несколько отличаться от приведенных).

8. *Ваше отношение к принятому в авиакомпании критерию оценки качества посадки по величине максимальной нормальной перегрузки в момент приземления.*

Контроль нормальной перегрузки при посадке в российских авиакомпаниях выполняется прежде всего с целью оценки техники пилотирования. Считается, что чем мягче посадка, тем выше уровень летного мастерства. Но в авиационном сообществе, особенно с появлением высокоавтоматизированных пассажирских самолетов, обратили внимание на наличие взаимосвязи между стремлением выполнить мягкую посадку и повышением риска выкатывания самолета с ВПП. Высокое выравнивание и длинное выдерживание являются предпосылками к выкатыванию самолета с ВПП, особенно при наличии попутного и бокового ветра. Ставится вопрос о необходимости пересмотра критерия оценки качества посадки, однозначно связанного с величиной нормальной перегрузки. И результаты проведенного опроса подтверждают необходимость пересмотра данного критерия. Мнения опрошенных пилотов разделились практически поровну между тремя вариантами ответа, если рассматривать ответы всех респондентов (табл. 5).

Среди молодых пилотов только 8 % ответили, что мягкая посадка – это признак ма-

Таблица 5
Table 5

Мнения пилотов относительно критерия качества посадки (вопрос 8)
Pilots' opinions on the landing quality criterion (Question 8)

Вариант ответа	Доля среди всех респондентов, %	Доля среди молодых, %	Доля среди опытных, %
Поддерживаю полностью, мягкая посадка – это признак мастерства пилота	31	8	29
Поддерживаю в целом, но считаю, что некоторое смягчение критерия по величине максимальной перегрузки будет способствовать повышению безопасности полетов	33	58	21
Критерий должен учитывать как величину перегрузки, так и координату точки приземления самолета на ВПП	36	33	50

стерства, и проголосовали за смягчение ограничения по перегрузке на посадке (58%). Большинство опытных пилотов (50 %) поддержали третий вариант ответа: «критерий должен учитывать как величину перегрузки, так и координату точки приземления самолета на ВПП».

9. *Какой из внешних факторов, по Вашему мнению, наиболее сильно влияет на безопасность? Пронумеруйте в порядке убывания сложности.*

Из 55 анкет после их предварительного анализа семь были исключены из рассмотрения при обработке ответов на данный вопрос (нет ответа или он непонятен). Итого было обработано 48 анкет. Распределение ответов на предложенный вопрос в порядке убывания значимости фактора (места от 1 до 5) представлено в табл. 6.

Большинство пилотов на первое место среди факторов, влияющих на безопасность, поставили «нештатную работу или отказ двигателя, или системы реверса, или системы торможения, или системы управления носовым колесом» (43,8 % от числа опрошенных). Среди лидеров по количеству набранных голосов находятся также скользкая ВПП и боковой ветер. Такой фактор, как осведомленность экипажа об особенностях посадки на данном аэродроме, оказался на последнем месте по количеству набранных голосов – 64,5 % пилотов поставили его на пятое место.

Если просуммировать количество голосов по трем самым значимым факторам (столбцы 1–3 приведенной выше табл. 6), то получим тройку наиболее критических факторов риска: нештатная работа и отказы (83 % голосов всех респондентов), скользкая ВПП (75 %), боковой ветер (60 %). На четвертом месте с 50 % голосов оказалась плохая видимость. Замыкает перечень из пяти перечисленных факторов недостаточная осведомленность (31 % голосов). Диаграмма распределения факторов риска по их значимости приведена на рис. 8.

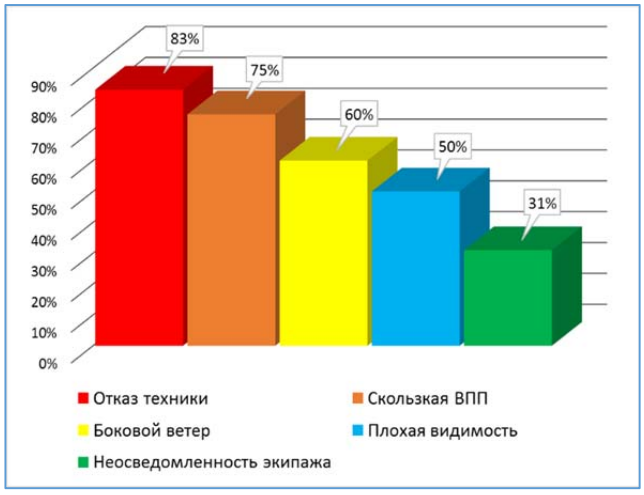


Рис. 8. Внешние факторы, наиболее сильно влияющие на безопасность
Fig. 8. External factors most strongly affecting flight safety

Таблица 6
Table 6

Количество (и процент) голосов в пользу перечисленных факторов
Percentage of the votes in favor of the listed factors

Внешний фактор	Количество голосов				
	1 место	2 место	3 место	4 место	5 место
Боковой ветер	5 (10,4 %)	15 (31,3 %)	9 (18,8 %)	11 (22,9 %)	8 (16,7 %)
Плохая видимость	2 (4,2 %)	6 (12,5 %)	16 (33,3 %)	17 (35,4 %)	7 (14,6 %)
Скользкая ВПП	15 (31,3 %)	12 (25 %)	9 (18,8 %)	10 (20,8 %)	2 (4,2 %)
Нештатная работа или отказ двигателя, или системы реверса, или системы торможения, или системы управления носовым колесом	21 (43,8 %)	7 (14,6 %)	12 (25 %)	8 (16,7 %)	–
Недостаточная осведомленность экипажа об особенностях посадки на данный аэродром	5 (10,4 %)	8 (16,7 %)	2 (4,2 %)	2 (4,2 %)	31 (64,5 %)

10. *Максимальная скорость бокового ветра, при которой практически нет затруднений при выполнении посадки при любом состоянии ВПП (за исключением случая коэффициент сцепления μ < 0,3).*

Боковой ветер является одним из наиболее часто упоминаемых внешних факторов, которые сопутствуют случаям выкатывания самолета за боковую кромку ВПП. При этом нигде не указано, при каком значении скорости бокового ветра Wz его можно рассматривать как фактор, оказывающий влияние на посадку самолета.

Ответы на предложенный вопрос анкеты имеют неожиданно широкий разброс. Этот разброс имеет место как в группе реактивных, так и в группе турбовинтовых самолетов. Пилотами были указаны скорости ветра в диапазоне от 5 до 20 м/с. Возможно, вопрос был недостаточно четко сформулирован и, соответственно, не понят участниками анкетирования. Иначе трудно объяснить такой широкий диапазон мнений относительно граничной скорости ветра, притом что пилоты назвали боковой ветер одним из наиболее опасных факторов на посадке. После предварительного анализа всех ответов на данный вопрос из дальнейшей обработки было исключено 8 анкет (нет ответа или ответ представляется недостоверным). Результат обработки представлен на рис. 9.

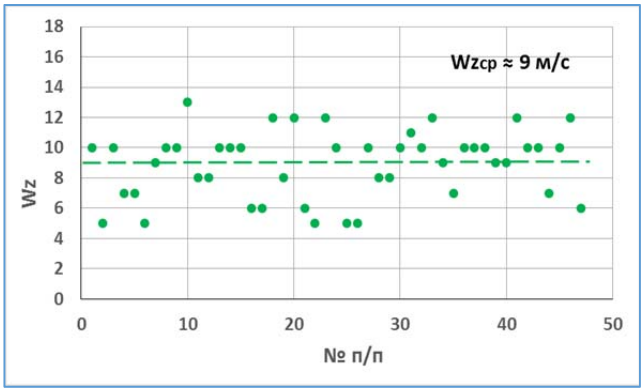


Рис. 9. Максимальная скорость бокового ветра, при которой практически нет затруднений в пилотировании при любом состоянии ВПП на посадке
Fig. 9. Maximum crosswind velocity, at which there are practically no difficulties in controlling aircraft under any runway condition on landing

Значение скорости, полученное как результат осреднения по выборке из 47 анкет, составляет Wz ≈ 9 м/с. При таком большом разбросе ответов достоверность полученной цифры нельзя считать высокой, поэтому она принимается лишь в качестве некоторого предварительного ориентира для величины скорости бокового ветра, который практически не вызывает затруднений при посадке.

11. *Скорость бокового ветра, выше которой существенно усложняется пилотирование на посадке даже при сухой ВПП?*

Ответы на данный вопрос так же, как и на предыдущий, отличаются большим разбросом (рис. 10). Полученное среднее по выборке значение Wz ≈ 12,8 м/с рассматривается только как предварительная оценка величины скорости «сильного» бокового ветра. Уровень доверия к данной цифре невысокий также из-за того, что посадки с боковым ветром более 10 м/с случаются очень редко [13].

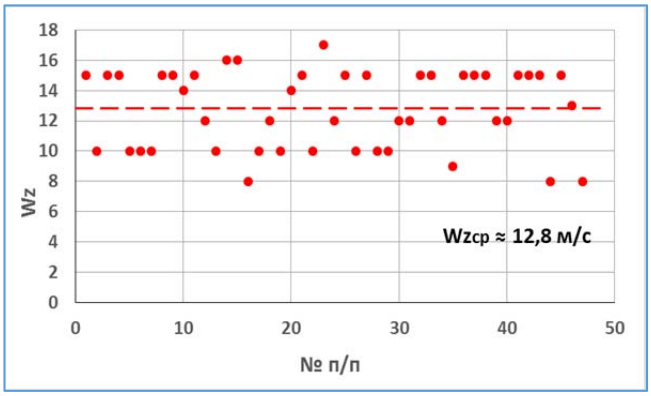


Рис. 10. Скорость бокового ветра, выше которой существенно осложняется пилотирование на посадке даже при сухой ВПП
Fig. 10. The crosswind velocity, above which controlling aircraft on landing is considerably complicated even in case of a dry runway

12. *Какой тип загрязнения ВПП, из Вашего опыта, представляет наибольшую опасность с точки зрения риска выкатывания за боковую кромку ВПП? Пронумеруйте в порядке убывания типы загрязнения ВПП (1 – самый опасный).*

После отбраковки в выборке осталась 51 анкета. Все ответы на данный вопрос распределились следующим образом в порядке уменьшения уровня опасности (табл. 7).

По результатам опроса пилотов выявлены три типа загрязнения ВПП, представляющие для них наибольшую опасность с точки зрения риска выкатывания за боковую кромку ВПП:

1-е место по уровню опасности – лед (75 % всех обработанных анкет);

2-е место – слякоть (39 %);

3-е место – мокрый снег (41 %).

Если просуммировать количество голосов по трем самым значимым факторам, то получим прежнюю тройку лидеров (рис. 11):

1-е место – лед (92 %);

2-е место – слякоть (75 %);

3-е место – мокрый снег (71 %).

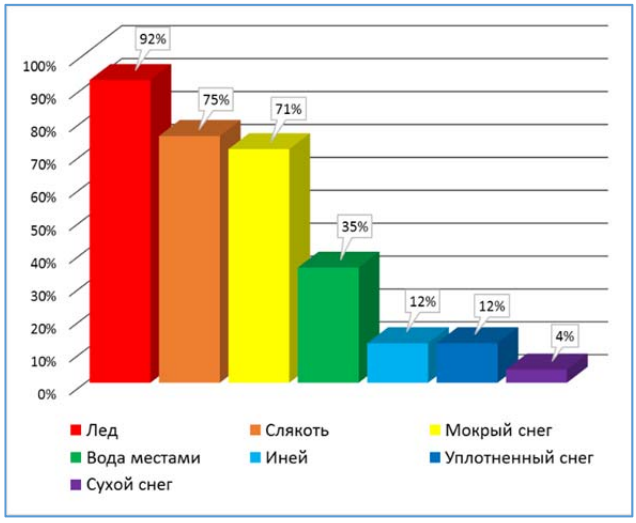


Рис. 11. Наиболее опасные для бокового выкатывания типы загрязнения ВПП
Fig. 11. The most dangerous runway contamination types for veering off

Иней, сухой снег и уплотненный снег, по мнению большинства пилотов, не представляют большой опасности и поэтому идут в списке факторов риска с большим отрывом от тройки «лидеров». Группировка анкет по возрастному составу не меняет общей картины.

Таблица 7
Table 7

Наиболее опасный тип загрязнения ВПП
The most dangerous type of runway contamination

Тип загрязнения	Количество голосов						
	1	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**	**7**
Вода местами	1	10	7	9	9	9	6
Иней	0	2	4	5	13	14	13
Сухой снег	0	1	1	4	8	16	21
Мокрый снег	3	12	21 (41 %)	11	3	0	1
Слякоть	8	20 (39 %)	10	11	2	0	0
Лед	38 (75 %)	4	5	2	2	0	0
Уплотненный снег	1	2	3	9	14	12	10

13. *Приходилось ли Вам сталкиваться с эффектом аквапланирования при выполнении посадки на ВПП, залитую водой?*

Аквапланирование характеризуется резкой потерей сцепления пневматиков шасси с поверхностью ВПП, залитой (а в ряде случаев просто смоченной водой). Аквапланирование бывает нескольких видов. И только один из них связан с большим слоем воды на ВПП и высокой скоростью движения ВС[2]. Очень опасным является наличие просто влаги на участках ВПП, загрязненных резиной от прошлых приземлений, а также на окрашенных зонах ВПП. На них тоже может наблюдаться резкое уменьшение коэффициента сцепления. Этот эффект в зоне приземления ВПП может возникать даже на относительно небольших скоростях.

Важно было понять, как часто указанный эффект встречается в обычной летной практике и замечается ли он пилотами. На рис. 12 приведены результаты обработки всех анкет.

Более 65 % опрошенных пилотов 1–2 раза за время своей летной практики ощущали фактическую потерю сцепления с ВПП, залитой водой; 27 % пилотов не сталкивались либо не заметили эффекта аквапланирования; 8 % пилотов отметили, что периодически сталкиваются с этим явлением на посадке. На рис. 13 приведена диаграмма распределения ответов пилотов в зависимости от типа самолета.

Рис. 12. Распределение ответов на вопрос 14 по всем опрошенным
Fig. 12. Distribution of the answers to Question14 among all the respondents

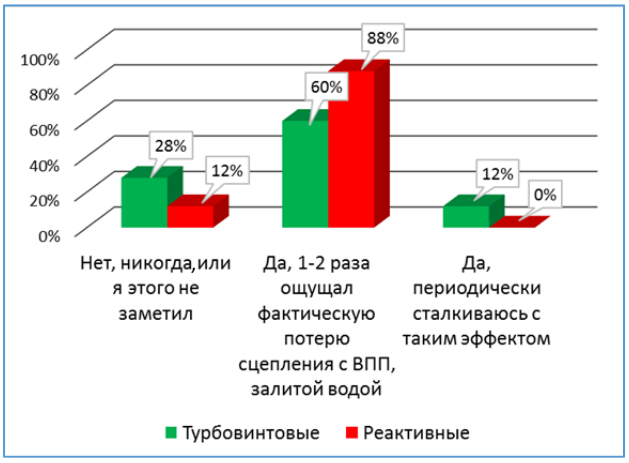


Рис. 13. Распределение ответов на вопрос 13 в зависимости от типа самолета
Fig. 13. Distribution of the answers to Question13 depending on the aircraft type

[2] Aquaplaning [Электронный ресурс] // SKYbrary. URL: https://skybrary.aero/articles/aquaplaning (дата обращения: 10.04.2023).

Как видно из этой диаграммы, пилоты реактивных лайнеров значительно чаще, чем турбовинтовых (на 28 %), ощущают потерю сцепления с залитой водой ВПП, и в 2 раза меньшее их количество никогда не встречалось с этим эффектом. Это можно объяснить тем, что турбореактивные самолеты имеют бо̀льшую посадочную скорость и, соответственно, бо̀льшую вероятность превышения скорости начала аквапланирования. Однако и пилоты турбовинтовых самолетов периодически сталкиваются с аквапланированием.

Вполне ожидаемой является разница в ответах молодых и опытных пилотов. Среди молодых 42 % никогда не сталкивались с эффектом потери сцепления на ВПП, в то время как среди опытных пилотов эта цифра существенно меньше (14 %) (рис. 14).

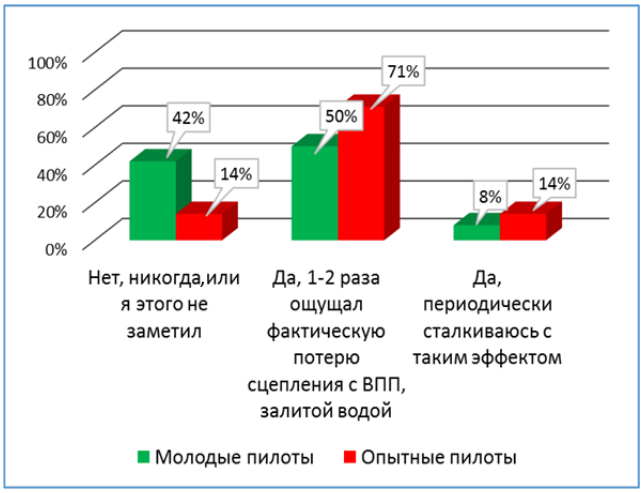


Рис. 14. Распределение ответов на вопрос 13 в зависимости от возраста пилота
Fig. 14. Distribution of the answers to Question 13 depending on pilot's age

14. *Считаете ли Вы целесообразным включение в программу тренажерной подготовки дополнительных тренировок посадки в условиях бокового ветра и скользкой ВПП?*

Подавляющее большинство опрашиваемых пилотов (87 %) считают целесообразным включение в программу тренажерной подготовки дополнительных тренировок посадки в условиях бокового ветра и скользкой ВПП (табл. 8).

Таблица 8
Table 8

Ответы на вопрос 14 (расширение тренажерной подготовки)
Answers to Question 14 (enhancement of simulator training)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Да	87
Нет	11
Не знаю	2

15. *Считаете ли Вы, что режимы посадки в условиях бокового ветра на ВПП, покрытую осадками (вода, снег, лед), воспроизводятся на авиационных тренажерах с высокой степенью правдоподобности?*

Большинство опрошенных пилотов считает, что режимы посадки в условиях бокового ветра и скользкой ВПП воспроизводятся на авиационных тренажерах с высокой степенью правдоподобия (80 %). При этом более половины опрошенных (56 %) считают, что можно или даже нужно повысить качество воспроизведения этих режимов (табл. 9).

Таблица 9
Table 9

Ответы на вопрос 15 (совершенствование авиационных тренажеров)
Answers to Question 15 (improvement of flight simulators)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Да, очень правдоподобно	35
Весьма правдоподобно, но можно улучшить	45
Отдаленно похоже, надо улучшать	11
Не знаю	9

Рассмотрение ответов пилотов в зависимости от уровня квалификации (рис. 15) позволяет сделать вывод о том, что необходимость улучшать воспроизведение на авиационных тренажерах режимов посадки в условиях бо-

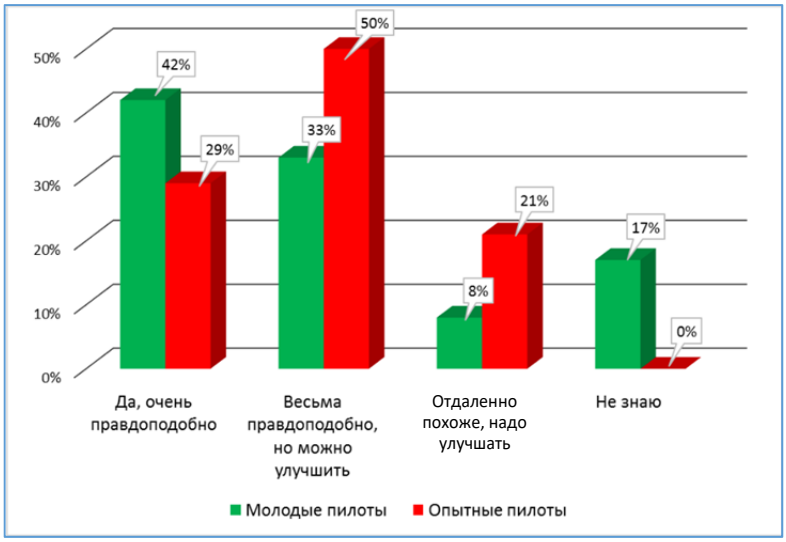


Рис. 15. Распределение ответов на вопрос 15 среди молодых и опытных пилотов
Fig. 15. Distribution of the answers to Question 15 for young and experienced pilots

кового ветра на покрытую осадками ВПП отмечает почти в 2 раза больше опытных пилотов, чем молодых (71 % против 41 %).

В то же время молодые пилоты в 2 раза чаще не могут ничего сказать относительно качества авиационных тренажеров или не замечают никаких недостатков (59 % против 29 %).

16. *Как часто Вы сталкиваетесь с ситуацией, когда расчеты потребной посадочной дистанции, выполненные перед посадкой, показывают, что потребная длина ВПП превышает располагаемую (указать примерное количество таких случаев за прошедший год)?*

Подавляющее большинство опрашиваемых пилотов ответили, что ни разу не сталкивались с такой ситуацией. Трое пилотов ответили, что сталкивались с данной ситуацией от 1 до 4 раз за время летной практики.

17. *Насколько точно фактические данные по состоянию ВПП соответствуют информации, предоставляемой экипажу?*

По мнению большинства пилотов (96 %), фактические данные по состоянию ВПП могут несколько отличаться от информации, предоставляемой экипажу, но в целом ей можно доверять (табл. 10).

Таблица 10
Table 10

Ответы на вопрос 17 (достоверность информации о состоянии ВПП)
Answers to Question 17 (accuracy of runway condition information)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Информации можно доверять	20
Фактические условия могут несколько отличаться от информации, предоставляемой экипажу, но в целом ей можно доверять	76
Фактические условия часто заметно отличаются от информации, предоставляемой экипажу	4

18. *Насколько точно фактические данные по боковому ветру, наличию сдвига ветра и осадков в зоне взлета и посадки соответствуют информации, предоставляемой экипажу?*

Фактические данные по боковому ветру, наличию сдвига ветра и осадков в зоне взлета и посадки, по мнению пилотов, могут несколько отличаться от информации, предо-

Таблица 12
Table 12

Ответы на вопрос 19 (уход на второй круг)
Answers to Question 19 (go-around procedure)

Вариант ответа	Доля среди всех респондентов, %	Доля среди молодых, %	Доля среди опытных, %
Штатная ситуация, не вызывает затруднений, при необходимости всегда ухожу на второй круг	78	91	57
Штатная ситуация, не вызывает затруднений, но приходится учитывать «общественное» мнение, связывающее уход на второй круг с квалификацией пилота, и другие факторы	15	9	21
Дискомфортная ситуация. Это заметное усложнение условий полета. Иногда кажется, что проще выполнить посадку даже в сложных условиях, чем «перестроиться» на выполнение ухода на второй круг	7	0	21
Дискомфортная ситуация. Это и достаточно сложно, и приходится учитывать «общественное» мнение и другие факторы	0	0	0

ставляемой экипажу, но в целом ей можно доверять (94 % опрошенных) (табл. 11).

Таблица 11
Table 11

Ответы на вопрос 18 (достоверность информации о ветре)
Answers to Question 18 (accuracy of wind information)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Информации можно доверять	22
Фактические условия могут несколько отличаться от информации, предоставляемой экипажу, но в целом ей можно доверять	72
Фактические условия часто заметно отличаются от информации, предоставляемой экипажу	6

19. *Ваше отношение к ситуации, когда Вам приходится принимать решение об уходе на второй круг или продолжении захода на посадку?*

Уход на второй круг выполнялся практически всеми из опрошенных пилотов, однако количество уходов на второй круг у большинства пилотов не превышало 10 раз за все время летной практики. Значительная часть пилотов воспринимает уход на второй круг как штатную ситуацию, не вызывающую затруднений (табл. 12).

Ответы в группах пилотов турбовинтовых и турбореактивных самолетов практически идентичны. А вот между ответами молодых и опытных пилотов есть отличия. Все (!) молодые пилоты считают выполнение ухода на второй круг штатной ситуацией, не вызывающей никаких затруднений. Лишь только 9 % из них склонны делать оглядку на «общественное мнение». Ответы опытных пилотов на данный вопрос не столь категоричны. Штатной ситуацией, не вызывающей затруднений, этот маневр считает примерно две трети (57 %) пилотов из данной группы, при этом 21 % командиров ВС связывает уход на второй круг с «общественным» мнением, финансовой политикой авиакомпании и другими причинами.

Наиболее интересным результатом анализа ответов на данный вопрос является тот факт, что 21 % опытных пилотов (которые ощущают

груз ответственности за самолет, экипаж и пассажиров) считает ситуацию с уходом на второй круг дискомфортной и заметно усложняющей условия выполнения полета.

20. *Как Вы оцениваете рекомендации по технике пилотирования в условиях сильного ветра и (или) скользкой ВПП, принятые в Вашей авиакомпании?*

Рекомендации по технике пилотирования в условиях сильного ветра и (или) скользкой ВПП, принятые в авиакомпании, воспринимаются практически всеми опрошенными пилотами как достаточно четкие (табл. 13).

Таблица 13
Table 13

Ответы на вопрос 20 (отношение к рекомендациям авиакомпании)
Answers to Question 20 (relation to airline recommendations)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Очень четкие, всегда следую этим рекомендациям	89
Требуется небольшая доработка	11
Рекомендации должны быть переработаны	0

21. *Знакомы ли Вы с системами Smart Landing, Smart Runway, ROPS?*

Половина из опрошенных пилотов оказалась незнакома с такими системами, как Smart Landing, Smart Runway, ROPS (табл. 14). Опрос проводился в 2016 году. Тем не менее такой результат несколько озадачил, поскольку компания Airbus к тому времени уже несколько лет активно продвигала свою разработку (ROPS – Runway Overrun Prevention System), и в ИКАО уже стоял вопрос о внесении соответствующих дополнений в авиационные правила. Следует отметить, что сегодня отечественные и зарубежные нормы летной годности требуют наличия системы оповещения и предупреждения о выкатывании на самолетах транспортной категории.

Таблица 14
Table 14

Ответы на вопрос 21 (системы ситуационной осведомленности)
Answers to Question 21 (Situational Awareness Systems)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Нет, не знаком	51
Слышал, но не приходилось летать на самолетах с такими системами	38
Знаком	11

22. *Ваше отношение к появлению на борту самолетов системы ситуационной осведомленности экипажа (автоматическая оценка ситуации при заходе на посадку, в том числе сравнение потребной и располагаемой длины ВПП, и выдача рекомендаций экипажу).*

По мнению большинства пилотов (82 % опрошенных), появление на борту самолета системы ситуационной осведомленности (ССО) экипажа было бы полезным (табл. 15). Однако 18 % пилотов считает, что излишняя «перегруженность» воздушного судна системами искусственного интеллекта может не привести к ожидаемому повышению уровня безопасности полетов.

Таблица 15
Table 15

Ответы на вопрос 22 (целесообразность ССО на борту)
Answers to Question 22 (expediency of on-board Situational Awareness Systems)

Вариант ответа	Доля респондентов, %
Не вижу необходимости в появлении еще одной системы искусственного интеллекта на борту, поскольку не уверен, что это повысит безопасность	18
Такая система была бы полезной	82

Заключение

Анкетирование пилотов авиакомпаний позволило подтвердить актуальность проблемы снижения риска грубой посадки и выкатывания самолета с ВПП, оценить значимость основных факторов риска авиационного происшествия на заключительном этапе полета, уточнить границы «простых» и «сложных» условий посадки, скорректировать направления исследований в интересах обеспечения безопасности полетов. Анкетирование показало, что значительная часть пилотов, принявших участие в опросе, сталкивалась и с проблемой удержания воздушного судна от выкатывания за боковую кромку ВПП, и с грубыми посадками.

Среди факторов риска бокового выкатывания наряду со скользкой ВПП и боковым ветром пилотами был отмечен отказ или нештатная работа двигателя, реверса, систем торможения и управления носовым колесом. Следует также отметить потенциальную опасность такого эффекта, как аквапланирование, поскольку более 70 % опрошенных за время своей летной практики ощущали на пробеге фактическую потерю сцепления колес шасси с ВПП, залитой водой.

Притом что большая часть опрошенных назвала уход на второй круг штатной ситуацией, обращает на себя внимание на тот факт, что 21 % опытных пилотов считает ситуацию с уходом на второй круг дискомфортной и заметно усложняющей условия выполнения полета.

Результаты анализа ответов пилотов подтверждают давно обсуждаемую необходимость пересмотра критерия оценки качества посадки, привязанного к величине нормальной перегрузки, и говорят о необходимости дополнительного тренажерного обучения выполнению посадки на скользкую ВПП в условиях бокового ветра, необходимости совершенствования авиационных тренажеров и оснащения современных самолетов бортовыми системами ситуационной осведомленности на посадке.

Список литературы

1. **Van Es G.W.H.** A study of runway excursions from a European perspective [Электронный ресурс] // SKYbrary. Report NLR-CR-2010-259, May 2010. 70 p. URL: https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/2069.pdf (дата обращения: 29.04.2023).

2. **Jenkins M., Aaron R.F.** Reducing runway landing overruns [Электронный ресурс] // Boeing Aero Magazine. March 2012. URL: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q3/3/ (дата обращения: 29.04.2023).

3. **Окань Д.С.** Выкатывания воздушных судов. Риски, угрозы и рекомендации по предотвращению [Электронный ресурс] // LIVEJOURNAL. Апрель 2012. URL: https://denokan.livejournal.com/20427.html (дата обращения: 29.04.2023).

4. **Шаров В.Д.** Методика оценки вероятности выкатывания воздушных судов за пределы ВПП при посадке // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. № 122. С. 61–66.

5. **Шаров В.Д.** Оценка влияния среды на безопасность полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 192. С. 47–54.

6. **Шаров В.Д.** Общие подходы к идентификации и оценке риска авиационного происшествия по группе факторов «Среда» // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 2. С. 21–29.

7. **Шаров В.Д.** Прогнозирование и предотвращение выкатываний самолета за пределы взлетно-посадочной полосы. Германия: LAP – Lambert Academic Publishing, 2013. 112 с.

8. **Шаров В.Д.** Метод оценки риска выкатывания за пределы ВПП при посадке на аэродромах Канады и его применение в авиакомпании «Волга-Днепр» // Труды общества расследователей авиационных происшествий. 2008. № 20. С. 290–295.

9. **Гузий А.Г.** Система управления безопасностью полетов эксплуатанта воздушных судов. Курс обучения персонала авиакомпании / А.Г. Гузий, А.М. Лушкин, А.В. Мишин, Д.А. Ширяев. М.: ИД Академии Жуковского, 2021. 182 с.

10. Гузий А.Г., Лушкин А.М., Майорова Ю.А. Теория и практика экспертного анализа в системах управления безопасностью полетов: монография. М.: ИД Академии Жуковского, 2015. 127 с.

11. Мозоляко А.В., Акимов А.Н., Воробьев В.В. Проблемы предотвращения выкатывания гражданских воздушных судов на этапе пробега по ВПП // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 204. С. 74–77.

12. Бородкин С.Ф. Современные методы предотвращения выкатываний воздушных судов за пределы взлетно-посадочной полосы / С.Ф. Бородкин, А.И. Волынчук, Ш.Ф. Ганцев, М.А. Киселев, И.А. Носатенко // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 2. С. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-2-8-19

13. Варюхина Е.В. Анализ факторов риска, сопутствующих выкатываниям самолета с ВПП, и методика оценки сложности посадки / Е.В. Варюхина, В.В. Лучинин, А.А. Павлов, В.В. Стрелков // Гидроавиасалон-2016: сборник докладов XI научной конференции по гидроавиации. Геленджик, 23–24 сентября 2016 г. М.: ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2016. Т. 1. С. 184–189.

14. Стрелков В.В., Хайруллин Н.Г., Бутырин О.А. Применение методов статистического анализа для решения задачи оценки влияния различных факторов на риск выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы при посадке // Труды МФТИ. 2019. Т. 11, № 3. С. 133–145.

15. Ганяк О.И., Стрелков В.В. Исследования в интересах разработки перспективных бортовых систем интеллектуальной поддержки экипажа на посадке // Технологическое развитие авиастроения: глобальные тенденции и национальные интересы России: труды первой научно-практической конференции. Москва, 25 февраля 2021 г. М.: ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2021. С. 150–159.

References

1. Van Es, G.W.H. (2010). A study of runway excursions from a European perspective. *Report NLR-CR-2010-259*, May, 70 p. Available at: https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/2069.pdf (accessed: 29.04.2023).

2. Jenkins, M., Aaron, R.F. (2012). Reducing runway landing overruns. *Boeing Aero Magazine*, March. Available at: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q3/3/ (accessed: 29.04.2023).

3. Okan, D.C. (2012). Aircraft runway excursions. Risks, hazards and prevention recommendations. *LIVEJOURNAL*. Available at: https://denokan.livejournal.com/20427.html_(accessed: 29.04.2023). (in Russian)

4. Sharov, V.D. (2007). The method of evaluation of runway overrun probability for aircraft on landing. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 122, pp. 61–66. (in Russian)

5. Sharov, V.D. (2013). Assessment of environmental impact on flight safety. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 192, pp. 47–54. (in Russian)

6. Sharov, V.D. (2007). General approaches to the identification and risk assessment of aviation incidents based on the “Environment” factor group. *Problemy bezopasnosti poletov*, no. 2, pp. 21–29. (in Russian)

7. Sharov, V.D. (2013). Prediction and prevention of runway excursions of aircraft. Germany: LAP – Lambert Academic Publishing, 112 p. (in Russian)

8. Sharov, V.D. (2008). The method of assessing the risk of runway excursion on landing at Canadian aerodromes and its application by Volga-Dnepr Airline. *In: Trudy obshchestva rassledovateley aviatsionnykh prodvizheniy*, no. 20, pp. 290–295. (in Russian)

9. Guziy, A.G., Lushkin, A.M., Mishin, A.V., Shiryaev, D.A. (2021). Flight safety management system of an aircraft operator. Airline personnel training course. Moscow: ID Akademii Zhukovskogo, 182 p. (in Russian)

10. Guziy, A.G., Lushkin, A.M., Mayorova, Y.A. (2015). Theory and practice of expert analysis in flight safety management systems. Moscow: ID Akademii Zhukovskogo, 127 p. (in Russian)

11. Mozolyako, A.V., Akimov, A.N., Vorobyev, V.V. (2014). Status and development of runway overrun prevention systems. *Nauch-*

nyy Vestnik MGTU GA, no. 204, pp. 74–77. (in Russian)

12. Borodkin, S.F., Volynchuk, A.I., Ganiev, Sh.F., Kiselyov, M.A., Nosatenko, I.A. (2022). Modern methods of preventing aircraft overrunning the runway. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 2, pp. 8–19. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-2-8-19

13. Varyukhina, E.V., Luchinin, V.V., Pavlov, A.A., Strelkov, V.V. (2016). Analysis of risk factors associated with aircraft runway excursion, and the methodology for assessing the difficulty of landing. *In: Gidroaviasalon-2016: sbornik dokladov XI nauchnoy konferentsii po gidroaviatsii*. Moscow: TsAGI im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, vol. 1, pp. 184–189. (in Russian)

14. Strelkov, V.V., Khairullin, N.G., Butyrin, O.A. (2019). Statistical analysis application for assessment of some factors impact on runway excursion risk. *Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology*, vol. 11, no. 3, pp. 133–145. (in Russian)

15. Ganyak, O.I., Strelkov, V.V. (2021). Research for the development promising onboard systems for intelligent support of the crew at the landing stage. *In: Tekhnologicheskoye razvitiye aviastroyeniya: globalnyye tendentsii i ekonomicheskiye interesy Rossii: trudy pervoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Moscow: TsAGI im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, pp. 150–159. (in Russian)

Сведения об авторе

Стрелков Владимир Викторович, кандидат технических наук, начальник отдела безопасности полетов и сопровождения летных исследований ЦАГИ, v_strelkov@tsagi.ru.

Information about the author

Vladimir V. Strelkov, Candidate of Technical Sciences, the Head of Flight Safety and Flight Research Department of Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), v_strelkov@tsagi.ru.

Поступила в редакцию	22.05.2023	Received	22.05.2023
Одобрена после рецензирования	21.08.2023	Approved after reviewing	21.08.2023
Принята в печать	25.01.2024	Accepted for publication	25.01.2024

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

УДК 533.6.05
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71

Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата

Д.В. Верещиков[1], И.К. Макаров[1], И.С. Моисеева[1], С.М. Баранцев[1]
[1]Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Аннотация: В статье изложены результаты работ в области создания натурного стенда для исследований в области определения структуры и параметров системы управления беспилотными летательными аппаратами коптерного типа с силовой установкой, имеющей в своем составе электродвигатели с винтами фиксированного шага. Представлены особенности конструктивной реализации стенда с учетом перспектив его развития в части количества степеней свободы (каналов тангажа, крена и рыскания). Описан реализованный принцип интеграции Simulink – модели объекта управления, контроллера на базе платформы Arduino, гироскопа-акселерометра для организации обратных связей в интересах формирования алгоритмов автоматического и позиционного (ручного) управления углом тангажа, ручного управления оборотами электродвигателя. Представлен анализ результатов натурного моделирования в части качества переходных процессов и затрат электроэнергии для различных вариантов настройки PID-регулятора, обеспечивающего формирование сигнала оборотов электродвигателя. Сделан вывод о целесообразности создания и использования экспериментальной базы для обоснования применения адаптивных алгоритмов управления беспилотными летательными аппаратами коптерного типа с элементами искусственного интеллекта в интересах обеспечения требуемых пилотажных характеристик в широком диапазоне свойств объектов управления.

Ключевые слова: летательный аппарат коптерного типа, винт фиксированного шага, управление, микроконтроллер, моделирование, PID-регулятор.

Для цитирования: Верещиков Д.В. Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата / Д.В. Верещиков, И.К. Макаров, И.С. Моисеева, С.М. Баранцев // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71

Full-scale simulator to test a control system of an engine-propeller powerplant of a convertible aerial vehicle

D.V. Vereshchikov[1], I.K. Makarov[1], I.S. Moiseeva[1], S.M. Barantsev[1]
[1]Military Educational and Scientific Center of Air Forces "N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces", Voronezh, Russia

Abstract: The article presents the results of work involved with developing a full-scale simulator for research into determining the structure and parameters of the control system for unmanned aerial copter-type vehicles with a powerplant comprising electric motors with fixed-pitch propellers. The features of the engineering implementation of the simulator, taking into account the prospects for its

development in terms of greater maneuverability (pitch, roll and yaw), are presented. The implemented principle of the Simulink integration – a model of the control object, a controller based on the Arduino platform, a gyroscope-accelerometer to organize feedbacks for the purpose of forming algorithms of the automatic and positional (manual) pitch angle control, manual motor revs control is described. The analysis of the full-scale simulation results in terms of the quality of transients and power costs for various settings of the PID-regulator, which provides generating a signal of electric motor revolutions, is presented. It is concluded that it is feasible to create and use an experimental base to justify the use of adaptive control algorithms for unmanned aerial copter-type vehicles with elements of artificial intelligence to ensure the required flying characteristics in a wide range of properties of control objects.

Key words: aerial copter-type vehicle, fixed-pitch propeller, control, microcontroller, modelling, PID-regulator.

For citation: Vereshikov, D.V., Makarov, I.K., Moiseeva, I.S., Barancev, S.M. (2024). Full-scale simulator to test a control system of an engine-propeller powerplant of a convertible aerial vehicle. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 1, pp. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71

Введение

Одним из важнейших этапов создания летательного аппарата (ЛА) является разработка его системы управления [1–4]. В зависимости от предъявляемых требований к характеристикам устойчивости и управляемости ЛА, обладающего индивидуальными особенностями, в системе управления реализуются алгоритмы, требующие оценки адекватности и эффективности их работы [5–7]. Эту задачу целесообразно решать «на земле» с применением стендов и установок, функционирование которых основано на схожих с объектом исследования принципах [8–17]. Целесообразность такого подхода обоснована высокой вероятностью потери (повреждения) ЛА в натурных (летных) испытаниях, невозможностью учета методами математического моделирования всех процессов и явлений, происходящих в полете, а также всего многообразия свойств объекта моделирования. Такая ситуация характерна в том числе и для беспилотных ЛА с винтомоторными электрическими силовыми установками (БЛА коптерного типа).

Практика применения БЛА коптерного типа для решения широкого круга народнохозяйственных задач и задач военного назначения выявила их существенный недостаток – малую дальность полета. Это связано с тем, что энергия аккумуляторных батарей расходуется как на создание подъемной силы, так и на создание силы тяги. Кроме того, задача обеспечения устойчивости и управляемости БЛА решается только путем изменения тяги винтов за счет коррекции величины их оборотов, а следовательно работы электродвигателей на переходных режимах, сопровождающихся повышенным потреблением энергии. Проблема усугубляется ростом требуемой массы целевой нагрузки, а следовательно массы БЛА, и наличием ветровых возмущений, направление которых далеко не всегда совпадает с маршрутом полета.

Разрешение обозначенной проблемы лежит в плоскости создания и применения конвертируемых БЛА (КБЛА), полет по маршруту которых осуществляется с использованием подъемной силы, создаваемой крылом, а тяга – винтами, развернутыми вместе с электродвигателями в сторону движения. Такой принцип известен, существуют экспериментальные и даже серийные летательные аппараты (рис. 1), однако известен также и комплекс проблем, возникающих при создании и эксплуатации таких ЛА.

Одной из проблем является необходимость создания таких законов управления КБЛА, которые бы учитывали особенности в динамике их движения на вертолетном, самолетном и переходном режимах. Как показывают исследования [18–20], система управления КБЛА должна быть электродистанционной, и в ней должны быть использованы интегральные астатические алгоритмы управления. Кроме того, следует иметь в виду то, что весь опыт, накопленный при создании высокоавтоматизированных систем управления самолетов, основанный на возможности разделения каналов продольного и бокового движений, для КБЛА с винтомоторными силовыми установками применим только отчасти. Это связано с существенным взаимо-

а) б)

Рис. 1. Конвертируемые пилотируемые (а) и беспилотные (б) летательные аппараты
Fig. 1. Convertible manned (a) and unmanned (б) aerial vehicles

действием продольного, путевого и поперечного каналов управления из-за наличия больших реактивных и гироскопических моментов, слабым собственным демпфированием и недостаточной устойчивостью, существенным разбросом значений параметров, характеризующих частотный портрет КБЛА и его тензор инерции. Кроме того, на КБЛА коптерного типа, в силу желания сэкономить массу конструкции и обеспечить ее надежность, применяются винты фиксированного шага, а значит, основным управляющим фактором для изменения тяги винта являются только его обороты. Приведенные рассуждения наталкивают на мысль о том, что современные достижения в областях создания адаптивных алгоритмов управления и применения аппарата нечеткой логики могут найти свое место на борту КБЛА.

Таким образом, актуальной представляется деятельность по созданию стендовой лабораторной базы для отработки алгоритмов управления КБЛА, позволяющей учесть как можно более широкий спектр его свойств. Целью работы, результаты которой описываются в статье, является создание такого стенда и оценка возможности его применения для определения структуры и параметров системы управления.

Основная часть

Ставится задача создания натурного стенда для отработки структуры и параметров системы управления оборотами электродвигателя с винтом фиксированного шага в интересах обеспечения ручного и автоматического управления положением шарнирно закрепленной конструкции маятникового типа.

На рис. 2 представлена конструкция и определен состав разработанного стенда. Основными элементами стенда являются: объект исследования (1); вычислитель – ПЭВМ (2); командный рычаг управления (КРУ) в виде джойстика (3); источник электроэнергии – блок электропитания (4).

Логика взаимодействия структурных элементов стенда предусматривает наличие трех вариантов управления объектом (рис. 3):

1) перемещение рукоятки джойстика «от себя» и «на себя» и формирование таким образом сигнала заданного угла тангажа $\vartheta_{зад}$ (режим позиционного управления тангажом);

2) перемещение ползунка джойстика и формирование таким образом сигнала заданного значения оборотов электродвигателя (режим прямого управления оборотами электродвигателя);

3) программное ступенчатое управление заданным значением угла тангажа в диапазоне −10…12° (Step_режим).

Переключение между режимами управления с джойстика и программным управлением осуществляется кнопкой, размещенной на джойстике (формируется сигнал $n_{реж}$).

Блок электропитания обеспечивает подачу на регулятор оборотов электродвигателя

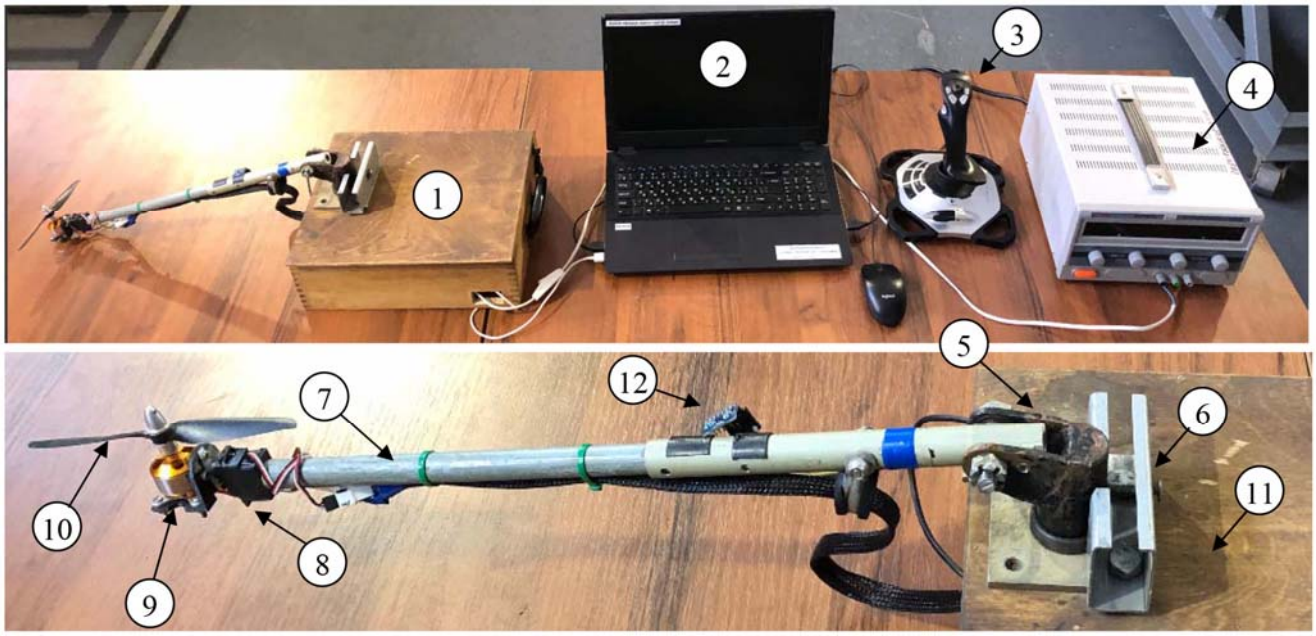


Рис. 2. Конструкция и состав натурного стенда для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой
Fig. 2. The design and the composition of the full-scale simulator for testing a control system of an engine-propeller powerplant

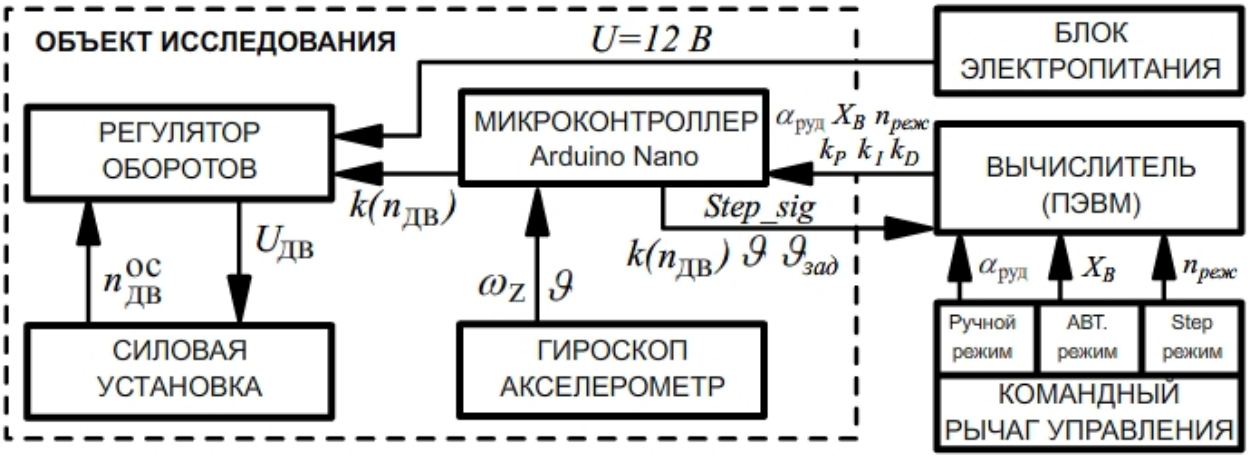


Рис. 3. Схема, иллюстрирующая логику взаимодействия структурных элементов стенда
Fig. 3. The diagram illustrating the logic of interaction between the structural simulator elements

опорного напряжения 12 В. Регулятор оборотов, получив из микроконтроллера рассчитанное PID-регулятором значение коэффициента оборотов $k(n_{ДВ})$, масштабирующее опорное напряжение, формирует сигнал напряжения $U_{ДВ}$, обеспечивающий вращение винта с оборотами $n_{ДВ}$. Обратная связь по оборотам обеспечивается сигналом $n_{ДВ}^{ОС}$.

В вычислителе (ПЭВМ) с использованием Simulink-модели (рис. 4) производится формирование значений коэффициентов усиления PID-регулятора $(k_P; k_I; k_D)$ для двух вариантов: «плавного» (1,0; 0,1; 6,5) и «резкого» (1,9; 0,2; 7,0) откликов объекта на управляющий сигнал. Значения коэффициентов подобраны эмпирическим путем исходя из фактических свойств объекта управления и субъ-

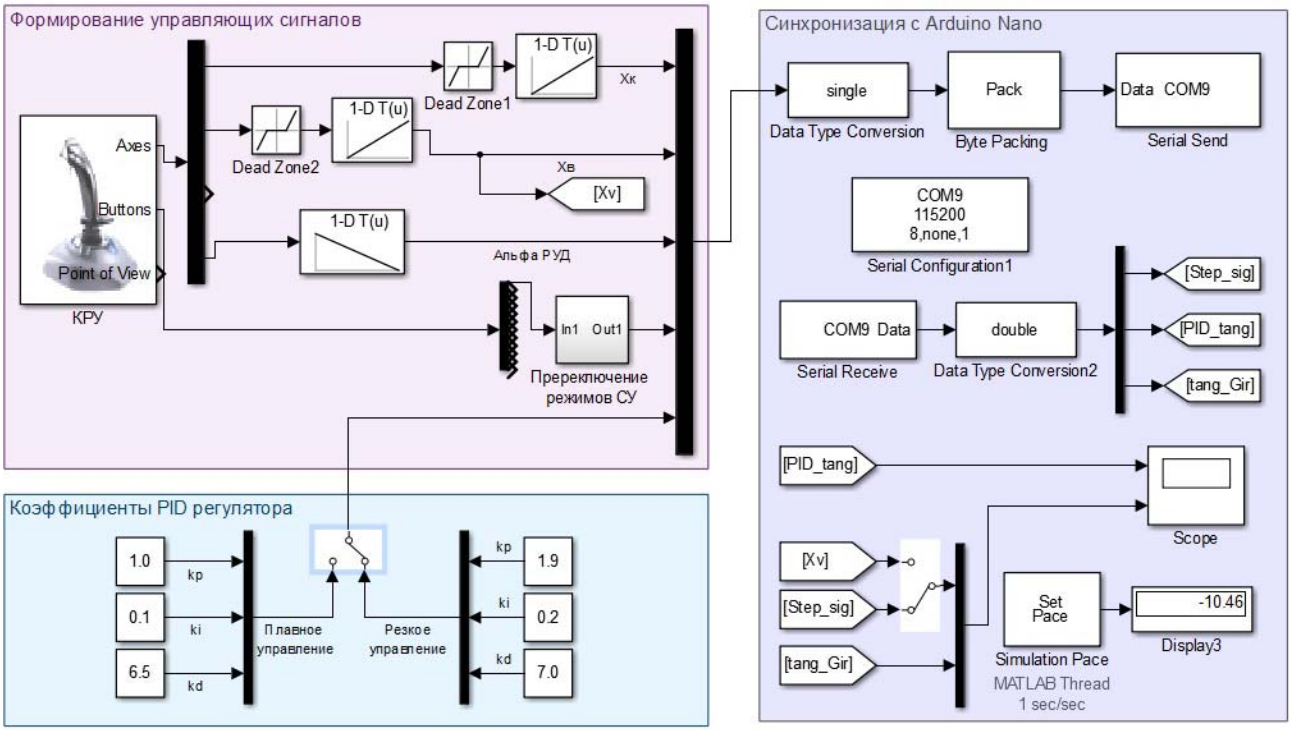


Рис. 4. Simulink-модель для формирования управляющих сигналов и обработки результатов моделирования
Fig. 4. Simulink is a model to generate control signals and process simulation results

ективно ожидаемого характера переходных процессов. Кроме того, Simulink-модель обеспечивает вывод результатов моделирования на экран, масштабирование сигналов с джойстика, прием информации из микроконтроллера по коэффициенту оборотов $k(n_{ДВ})$, текущему значению тангажа ϑ, сигналу заданного значения тангажа $\vartheta_{зад}$, а также параметрам ступенчато заданного сигнала тангажа Step_sig.

Обмен информацией между вычислителем и микроконтроллером осуществляется в цифровом формате с использованием UART-соединения. Эта задача решается в блоке «Синхронизация с Arduino Nano». Поступающие в блок синхронизации сигналы конвертируются в читаемый микроконтроллером формат, структурируются в элементе Byte Packing и отправляются в COM-порт. Настройки UART-обмена данными осуществляются с использование блока Serial Configuration. Для приема данных из микроконтроллера используется элемент Serial Receive.

Синхронизация времени между Simulink-моделью и микроконтроллером осуществляется с помощью элемента Simulation Pace с дискретизацией 0,02 с. Переключение между пакетами сигналов со значениями коэффициентов усиления PID-регулятора осуществляется в Simulink-модели в темпе проведения эксперимента или при подготовке модели к запуску с использованием блока Switch. Настройка микроконтроллера Arduino nano выполняется с использованием встроенного языка в среде программирования Arduino IDE. Основные элементы программного кода с соответствующими комментариями представлены на рис. 5.

Блок синхронизации микроконтроллера Arduino с Simulink-моделью (рис. 5) решает задачу преобразования данных вещественного типа, применяемых при расчете кинематических параметров движения объекта в целочисленный тип uint_8 при организации UART-соединения. В блоке синхронизации значения рассчитываемых параметров перед отправкой преобразуются в целочисленный формат, отправляются и затем снова «собираются» в вещественный формат.

Значение коэффициента оборотов $k(n_{ДВ})$ вычисляется на основе значений коэффици-

```
#include <Servo.h>
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050_6Axis_MotionApps20.h"
int zad_tangaj, zad_enging, zad_regimraboty = 0;

void setup() {
  myservo.attach(9); Serial.begin(115200); Wire.begin();
  mpu.initialize(); mpu.dmpInitialize(); mpu.setDMPEnabled(true);

void loop() {
  if (mpu.dmpGetCurrentFIFOPacket(fifoBuffer)) {
    mpu.dmpGetQuaternion(&q, fifoBuffer);
    mpu.dmpGetGravity(&gravity, &q);

    if (Serial.available() == 28) {
      input1.number = getFloat(); zad_kren = input1.number;
      input2.number = getFloat(); zad_tangaj = input2.number;
      input5.number = getFloat(); kp = input5.number;
      input6.number = getFloat(); ki = input6.number;
      input7.number = getFloat(); kd = input7.number;
      send1.number = flag; send2.number = PID_tang;
      send3.number = tang_gir;
      Serial.write('A');
      for (int i = 0; i < 4; i++) {Serial.write(send1.bytes[i]);}
      for (int i = 0; i < 4; i++) {Serial.write(send2.bytes[i]);}
      for (int i = 0; i < 4; i++) {Serial.write(send3.bytes[i]);}
      Serial.print('\n');}

    if (zad_regimraboty == 0) {
      analogWrite(3, constrain (zad_enging, minOut, maxOut));
      PID_tang = computePID(tang_gir, tang_gir - 10, kp, ki, kd, dt,
      minOut, maxOut);}

    if (zad_regimraboty == 1){
      analogWrite(3, PID_tang = computePID(tang_gir, zad_tangaj, -20, 20),
      kp, ki, kd, dt, minOut, maxOut);}

    if (zad_regimraboty == 2){static uint32_t tmr;
      if (millis() - tmr <= 6000) {flag = 10;}
      if (millis() - tmr >= 6000) {flag = -12;}
      if (millis() - tmr >= 12000) {tmr = millis();}
      analogWrite(3, PID_tang = computePID(tang_gir, flag, kp, ki, kd, dt,
      minOut, maxOut));}
    break; }}}

float computePID(float input, float setpoint, float kp, float ki, float kd,
float dt, int minOut, int maxOut) {
  float err = setpoint - input; static float integral = 0, prevErr = 0;
  integral = constrain(integral + (float)err * dt * ki , minOut, maxOut);
  float D = (err - prevErr) / dt; prevErr = err;
  return constrain(err * kp + integral  + D * kd, minOut, maxOut);}
```

Блок подключения библиотек для работы сервомашины и гироскопа MPU-6050

Блок настройки UART-соединения и гироскопа MPU-6050

Блок инициализации гироскопа MPU-6050

Блок синхронизации микроконтроллера с Simulink-моделью по условию заполнения буфера обмена

Организация ручного режима управления

Организация позиционного режима управления

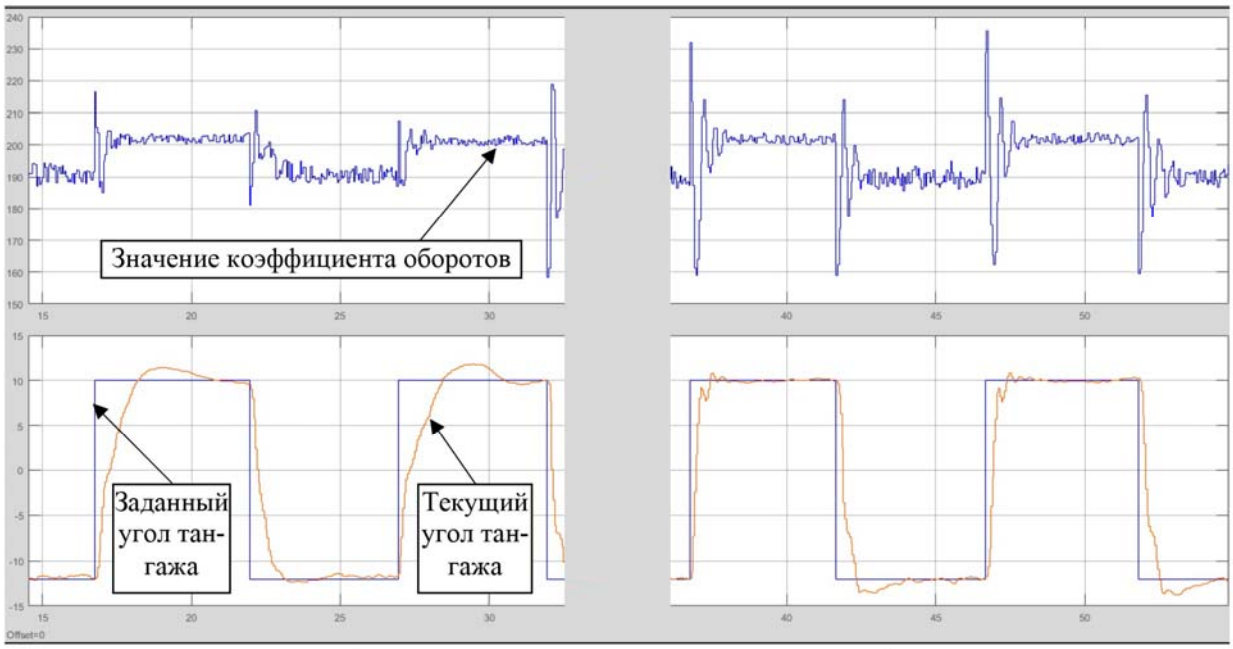
Управление объектом по ступенчатому изменению заданного угла тангажа

Блок расчета значения коэффициента оборотов

Рис. 5. Основные элементы программного кода
Fig. 5. The key program code elements

ентов k_P, k_I, k_D, сигнала текущего тангажа ϑ, сигнала заданного тангажа $\vartheta_{зад}$, пропорционального положению рычага джойстика X_B, сигнала Step_sig. В режиме ручного управления оборотами коэффициент $k(n_{ДВ})$ находится в прямой зависимости от перемещения ползунка джойстика $\alpha_{руд}$.

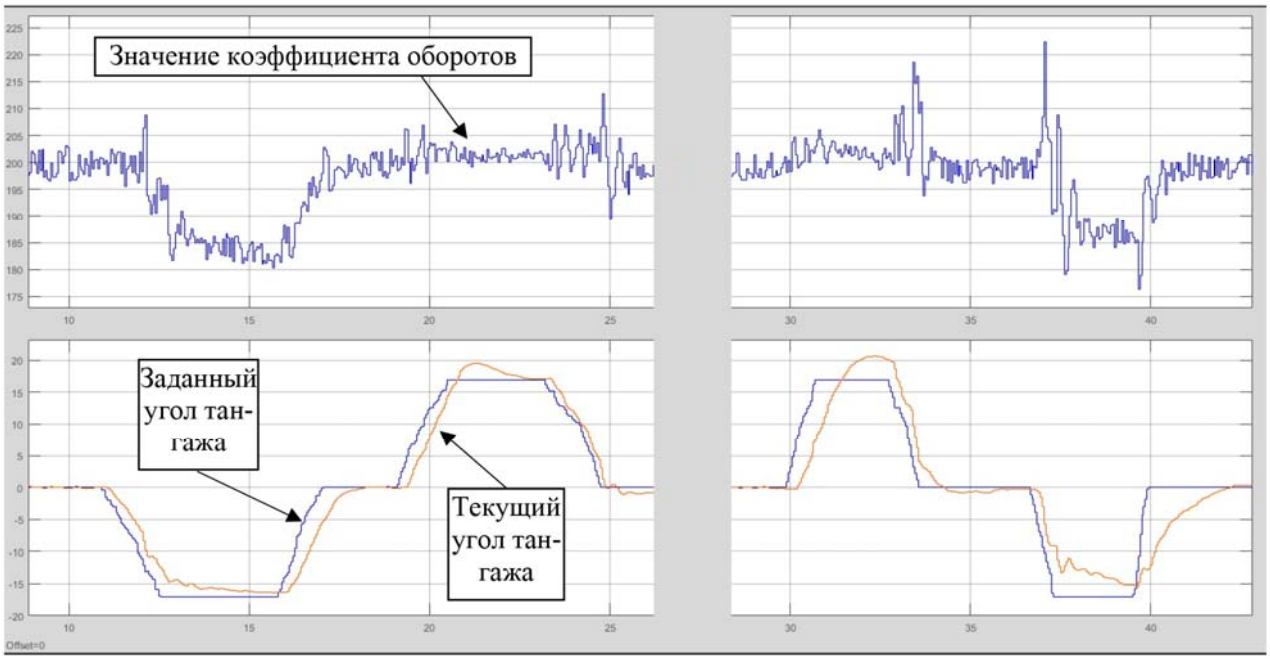
Результаты стендовых испытаний динамики движения объекта в канале тангажа представлены на рис. 6 и 7. На рис. 6 показаны характер изменения коэффициента оборотов $k(n_{ДВ})$, заданного ступенчато значения тангажа и его текущего значения. На рис. 7 показаны такие же параметры в режиме позиционного управления тангажом. На обоих рисунках слева представлены результаты при таких значениях коэффициентов k_P, k_I, k_D, которые обеспечивают «плавный» отклик объекта на управляющий сигнал, а справа – «резкий».



а) б)

Рис. 6. Результаты стендовых испытаний динамики движения объекта при ступенчатом изменении заданного угла тангажа: *а* – «плавный» отклик объекта; *б* – «резкий» отклик объекта

Fig. 6. The bench testing results of object motion dynamics during a stepwise change in an assigned pitch angle: *a* – a “smooth” response of the object; *б* – a “sharp” response of the object



а) б)

Рис. 7. Результаты стендовых испытаний динамики движения объекта при позиционном управлении тангажом: *а* – «плавный» отклик объекта; *б* – «резкий» отклик объекта

Fig. 7. The bench testing results of object motion dynamics during a positional pitch control: *a* – a “smooth” response of the object; *б* – a “sharp” response of the object

Из графиков, представленных на рис. 6, видно, что при «плавной» реакции объекта на ступенчатый сигнал заданного тангажа при движении объекта с положительной скоростью тангажа наблюдается перерегулирование 7–8 % относительно заданного значения. При движении с отрицательной угловой скоростью в отрицательную область углов тангажа перерегулирование практически отсутствует. Время регулирования составляет около 4,5 с. Используемые для управления значения коэффициента оборотов $k(n_{ДВ})$ не превышают 50 % всего рабочего диапазона. Обращает на себя внимание разница в значениях коэффициента $k(n_{ДВ})$ при двух одинаковых пиках заданного сигнала, объясняемая, вероятно, нестабильностью напряжения в управляющей линии между регулятором оборотов и электродвигателем.

При «резкой» настройке коэффициентов усиления PID-регулятора характер изменения значений коэффициента оборотов при обоих пиках заданного тангажа практически не отличается. Время регулирования сокращается до 1,5 с, забросы угла тангажа в его положительной области существенно меньше, а в отрицательной, напротив, возрастают. Диапазон применяемых значений коэффициента оборотов расширяется в 2 раза. Это может быть объяснено необходимостью больших пиковых значений напряжения в моменты появления сигнала рассогласования по тангажу.

Результаты наблюдений позволяют сделать вывод о том, что сокращение времени регулирования объекта требует большего расхода энергии и, как следствие, приводит к уменьшению дальности и продолжительности полета в силу более энергичного разряда аккумуляторных батарей. Таким образом, «резкая» реакция объекта и соответствующие ей настройки PID-регулятора оправданы только в тех случаях, когда иная реакция объекта не обеспечивает требуемого уровня пилотажных характеристик.

Позиционный режим управления (рис. 7) характеризуется хорошо наблюдаемым фазовым запаздыванием в реакции объекта. В рассмотренных случаях это запаздывание достигает 1,5…2,5 с. Вполне очевидно, что чем меньше градиент управляющего сигнала от джойстика, тем больше время запаздывания. «Шум» управляющего сигнала, объясняемый свойствами руки оператора, управляющего джойстиком (ремнантой), а также его собственными техническими характеристиками, приводит к увеличению частоты и амплитуды изменения значений коэффициента оборотов, а следовательно, затрат энергии аккумуляторов. Проблема может быть решена применением более эффективного фильтра в D-составляющей регулятора, что, однако, в еще большей степени ожидаемо повысит фазовое запаздывание. Это в свою очередь может привести к разрыву замкнутого контура «пилот – система управления – летательный аппарат» и ухудшению пилотажных характеристик.

В качестве выводов представляется целесообразным отметить следующее.

1. Разработанная конструкция стенда позволяет провести цикл исследований для оценки возможности организации ручного и автоматического управления КБЛА.

2. Комплексное применение Simulink-моделей и платформ на базе устройств Arduino позволяет оперативно изучать состав и структуру систем управления КБЛА с электродвигателями и винтами фиксированного шага в областях управления угловым положением объектов.

3. Анализ качества переходных процессов при резких и плавных реакциях объектов управления на управляющие сигналы позволяет анализировать степень расхода энергии для обеспечения заданного уровня пилотажных характеристик.

4. Разработанная программно-аппаратная база может являться основой для исследования возможностей адаптивных алгоритмов и нечеткой логики для организации управления КБЛА с широким спектром собственных свойств при решении различных целевых задач пилотирования.

Список литературы

1. Верещиков Д.В., Николаев С.В., Разуваев Д.В. Системы управления летательных аппаратов: учебник. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.

2. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.

3. 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: 18.06.2023).

4. 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: 18.06.2023).

5. Бизин Г.А., Тихонов В.Н., Торопов В.А. Определение характеристик устойчивости и управляемости самолетов в летных испытаниях: монография. Волгоград: Изд-во ВолГУ, 2013. 410 с.

6. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета: учебник для вузов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.

7. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета: учебник для вузов / Под ред. С.В. Левицкого. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 526 с.

8. Верещагин Ю.О. Применение полунатурного моделирования для исследования пилотажных характеристик самолетов на кафедре авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов / Ю.О. Верещагин, П.С. Костин, Т.А. Подкуйко, Д.В. Верещиков // Вестник ВГТУ. 2011. Т. 7, № 11-2. С. 12–14.

9. 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: 18.06.2023).

10. Бейлин В.П., Нараленков М.К. Пространственная модель полета самолета при ручном автоматизированном управлении // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 85–89.

11. Журавский К.А., Филатов В.К. Создание модели динамики продольного движения самолета в программно-моделирующем комплексе Matlab@Simulink // Гагаринские чтения – 2020: сборник тезисов докладов XLVI Международной молодежной научной конференции, Москва, 14–17 апреля 2020 г. М.: МАИ, 2020. С. 117.

12. 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.

13. Ефремов А.В. Система самолет – летчик. Закономерности и математическое моделирование поведения летчика: монография. М.: Изд-во МАИ, 2017. 196 с.

14. 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: 18.06.2023).

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. Аникин В.А. Синтез алгоритмов электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолета / В.А. Аникин, О.В. Анимица, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. 46, № 3. С. 49–69.

19. Кувшинов В.М. Синтез астатических алгоритмов продольного канала электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолета // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47, № 1. С. 69–83.

20. Кувшинов В.М. Синтез астатических алгоритмов бокового канала электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолета // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47, № 8. С. 61–87.

References

1. Vereshchikov, D.V., Nikolayev, S.V., Razuvayev, D.V. (2018). Aircraft control systems: Textbook. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 322 p. (in Russian)

2. Myshkin, L.V. (2006). Forecasting the development of aviation technics: the theory and practice. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)

3. Robinson, T. (2017). Train virtual, fight easy. *Royal aeronautical society*, no. 6 (44), pp. 16–19. Available at: https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy (accessed: 18.06.2023).

4. 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: 18.06.2023).

5. Bizin, G.A., Tikhonov, V.N., Toropov, V.A. (2013). Defining characteristics of stability and controllability of airplanes in flight trials: Monograph. Volgograd: Izdatelstvo VolGU, 410 p. (in Russian)

6. Efremov, A.V., Zakharchenko, V.F., Ovcharenko, V.N. et al. (2011). Flight dynamics: textbook for universities, in Byuschgens G.S. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 776 p. (in Russian)

7. Levitsky, S.V., Sviridov, N.A. (2008). Flight dynamics: a textbook for technical universities, in Levitsky S.V. (Ed.). Moscow: Izdatelstvo VVIA im. N.Ye. Zhukovskogo, 526 p. (in Russian)

8. Vereshchagin, Y.O., Kostin, P.S., Podkuiko, T.A., Vereschikov, D.V. (2011). Application of seminatural modelling for research of flight characteristics of planes on chair of aviation complexes and a design of flying machines. *Vestnik VGTU*, vol. 7, no. 11-2, pp. 12–14. (in Russian)

9. 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: 18.06.2023). (in Russian)

10. Beylin, V.P., Naralenkov, M.K. (2015). A spatial model of aircraft flight in manual automated control. *Nauchnyye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.Ye. Zhukovskogo*, no. 3, pp. 85–89. (in Russian)

11. Zhuravsky, K.A., Filatov, V.K. (2020). Creation of a model of the aircraft's longitudinal motion in the Matlab@Simulink simulation complex. *In: Gagarinskiye chteniya – 2020: sbornik tezisov dokladov XLVI Mezhdunarodnoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii*. Moscow: MAI, p. 117. (in Russian)

12. Vereshchikov, D.V., Razuvaev, D.V., Kostin, P.S. (2016). Applied computer science: Application Matlab@Simulink for the decision of practical problems: Tutorial. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 104 p. (in Russian)

13. Efremov, A.V. (2017). Plane – pilot system. Regularities and mathematical simulation of the pilot behavior: Monograph. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)

14. 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: 18.06.2023).

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. Anikin, V.A., Animitsa, O.V., Kuvshinov, V.M., Leontiev, V.A. (2015). Synthesis of algorithms of an electronic remote control system of the perspective high-speed helicopter. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 46, no. 3, pp. 49–69. (in Russian)

19. Kuvshinov, V.M. (2016). Jugs of astatic algorithms of the longitudinal channel of an electronic remote control system of the perspective high-speed helicopter. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 47, no. 1, pp. 69–83. (in Russian)

20. Kuvshinov, V.M. (2016). Jugs of astatic algorithms of the lateral channel of an electronic remote control system of the perspective high-speed helicopter. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 47, no. 8, pp. 61–87. (in Russian)

Сведения об авторах

Верещиков Дмитрий Викторович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, vdvikt@mail.ru.

Макаров Илья Константинович, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», mak-11@yandex.ru.

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

Баранцев Сергей Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», bars4558@mail.ru.

Information about the authors

Dmitry V. Vereshchikov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Centre of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, Voronezh, vdvikt@mail.ru.

Ilya K. Makarov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Center of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces “, mak-11@yandex.ru.

Irina S. Moiseeva, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Center of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, irina_moiseeva@mail.ru.

Sergey M. Barantsev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Training and Scientific Center of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, bars4558@mail.ru.

Поступила в редакцию	09.09.2023	Received	09.09.2023
Одобрена после рецензирования	25.09.2023	Approved after reviewing	25.09.2023
Принята в печать	25.01.2024	Accepted for publication	25.01.2024

УДК 629.735
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-72-87

Снижение влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета

Ю.С. Михайлов[1]
[1]*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

Ан**нотация:** В последнее время производители авиадвигателей проявляют повышенный интерес к разработке гибридных силовых установок (ГСУ), представляющих собой комбинацию газотурбинных двигателей (ГТД) с электродвигателями-генераторами. Использование ГСУ позволяет повысить топливную эффективность самолета, а также создать новые конфигурации с улучшенными аэродинамическими и тяговыми характеристиками. Повышение топливной эффективности достигается в результате оптимизации режима работы силовой установки под требования крейсерского полета с компенсацией недостающей мощности при взлете и уходе на второй круг за счет подключения электродвигателей с питанием от аккумуляторов. Создание новых конфигураций с улучшенными характеристиками может быть обеспечено благодаря синергетическому эффекту взаимодействия воздушных винтов с планером самолета. Успешные летные испытания опытных образцов ГСУ в компоновках легких самолетов позволяют рассчитывать на их возможное применение в будущем в проектах новых винтовых самолетов. Потенциальные преимущества применения новых силовых установок на самолетах местных авиалиний могут привести как к сокращению расхода топлива, так и к снижению выбросов углерода. Также возможно кратковременное поддержание безопасного режима полета в случае отказа одного двигателя при использовании нескольких источников энергии. Энергия, вырабатываемая электрическим генератором, подключенным к работающему двигателю, может использоваться как для привода электродвигателей концевых воздушных винтов, так и для вращения движителя отказавшего двигателя. В работе представлены результаты исследований влияния отказа критического двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета, полученные как при отсутствии, так и при наличии электрической передачи между работающим и отказавшим двигателем. Экспериментальные исследования проведены в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ. Моделирование работы электрической трансмиссии проведено путем установки режима работы двух имитаторов силовой установки, соответствующего половинному значению коэффициента нагрузки воздушного винта B_o одного двигателя на взлетном режиме.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, модель винтового самолета, отказ двигателя, электрическая трансмиссия.

Для цитирования: Михайлов Ю.С. Снижение влияния отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транс-портного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 72–87. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-72-87

Reducing the effect of engine failure on the aerodynamic performance of the light transport aircraft model

Yu.S. Mikhailov[1]
[1]*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

Abstract: Recently, aircraft engine manufacturers have shown increased interest in developing hybrid powerplants, which are a combination of gas turbine engines (GTE) with electric motor-generators. The use of the hybrid powerplant makes it possible to increase the fuel efficiency of an airplane, as well as to create new configurations with improved aerodynamic and thrust characteristics. The fuel efficiency improvement is achieved as a result of optimizing the powerplant operation mode to meet the cruising flight requirements, compensating insufficient power during the takeoff and go-around procedures by activating battery-powered electric motors. The creation of new configurations with improved performance can be ensured due to the synergetic effect of the propeller-airframe interaction. Successful flight tests of the hybrid powerplant prototypes in light aircraft

configurations allow us to rely on their possible application in the future regarding the projects of new propeller-driven aircraft. The potential benefits of using new powerplants on local airlines can lead to both fuel savings and carbon emission reduction. Short-term maintaining a safe flight mode is also practical in case of one engine failure when using multiple power sources. The power, generated by an electric generator connected to the running engine, can be used both for the electric motor drive of the tip propellers and for rotating the thrust producer of the failed engine. The paper presents the study results of the critical engine failure effect on the aerodynamic performance of the light transport aircraft model obtained as under available electrical transmission as under non-available one between a running and a failed engine. Experimental studies were carried out in a low-speed wind tunnel T-102 TsAGI. The simulation of the electric transmission operation was carried out by setting the operation mode of two power-plant simulators corresponding to the half value of the load factor of one engine propeller B_o in the take-off mode.

Key words: wind tunnel, propeller-driven aircraft model, engine failure, electric transmission.

For citation: Mikhailov, Yu.S. (2024). Reducing the effect of engine failure on the aerodynamic performance of the light transport air-craft model. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 1, pp. 72–87. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-72-87

Введение

Рассматриваемые в настоящее время концепции электрификации силовой установки (СУ) самолетов предлагают многообещающие возможности как для более энергоэффективной работы с меньшим загрязнением окружающей среды [1, 2], так и для решения новых задач, связанных с повышением крейсерской эффективности крыла [3] и обеспечением безопасности полета с одним отказавшим двигателем [4].

Среди многих причин, определяющих интерес к электрификации силовой установки, является возможность использования благоприятного взаимодействия между аэродинамикой самолета и силовой установкой. Так, конфигурация самолета с распределенной электрической силовой установкой (РЭСУ) предлагает множество возможностей для оптимизации конфигурации крыла [5] и управления моментом рыскания самолета с уменьшенной площадью вертикального оперения [6]. Наличие большого количества двигателей РЭСУ значительно ослабляет ситуацию с отказом одного или несколько двигателей во время взлета, которая является одним из расчетных случав при определении необходимой эффективности вертикального оперения. Проведенный в работе [7] анализ показал возможность уменьшения площади вертикального оперения до 45 % при использовании управляемой дифференциации тяги РЭСУ в случае отказа одного двигателя.

Применение гибридной силовой установки (ГСУ), представляющей собой комбинацию ГТД с электрическими моторами-генераторами, позволяет снизить неблагоприятное влияние отказа одного двигателя на аэродинамические характеристики (АДХ) самолета и повысить безопасность полета. Быстрая переходная реакция электрических моторов-генераторов заметно сокращает время реакции самолета на изменение тяги при отказе одного ГТД [8]. При быстром динамическом отклике появляется возможность обеспечения поперечно-путевой балансировки самолета в результате перераспределения оставшейся мощности между компонентами гибридной силовой установки, включающей элементы механической и электрической трансмиссии энергии к движителям силовой установки.

В ГСУ энергия для привода движителя может поступать как от ГТД, так и от аккумуляторной батареи. Система аккумулирования может использоваться для обеспечения дополнительного питания двигателей ГСУ на определенных этапах полета самолета, когда мощность двигателей маршевой силовой установки, выбранная из условий крейсерского полета, недостаточна для режимов взлета, набора высоты и ухода на второй круг. Одним из недостатков этой концепции является низкий уровень удельной энергии аккумуляторов на единицу массы (200 Втч/кг), который в настоящее время до 60 раз ниже аналогичного значения для керосина и в сочетании с повышенным удельным объемом является основной проблемой в авиации со строгими ограничениями на системы самолета с питанием от батарей [9].

Одним из возможных путей обхода недостатка полностью электрических и гибридных силовых установок является применение технологий турбоэлектрической силовой установки (ТЭСУ) с использованием двух вариантов создания тяги [10, 11]. В ТЭСУ вся тяга на протяжении полета создается движителями с электрическим приводом от генераторов, соединенных с ГТД, а в частично турбоэлектрической силовой установке (ЧТЭСУ) тяга создается как газотурбинным двигателем с приводом воздушных винтов (ВВ) через редуктор, так и движителями с электрическим приводом. Генератор электрической энергии, используемой для привода дополнительных электрических движителей, может быть подключен через редуктор привода основного ВВ самолета или связан через муфту свободного хода с валом свободной силовой турбины двигателя [12]. Потенциальная возможность извлечения части мощности из привода одного движителя и передача ее приводу другого движителя запатентована в способе синхронизации и обеспечения симметрии тяги воздушных винтов силовой установки летательного аппарата с использованием электрической синхронизирующей трансмиссии [13].

В настоящей работе, являющейся продолжением ранее опубликованных исследований взаимодействия воздушных винтов с планером самолета [14] и анализа влияния отказа двигателя на АДХ модели легкого транспортного самолета [15], рассмотрен возможный вариант снижения неблагоприятного влияния отказа двигателя на управляемость и АДХ модели самолета. Благоприятный эффект достигается в результате выравнивания значений тяги движителей путем перераспределения оставшейся мощности одного работающего двигателя между компонентами частично турбоэлектрической силовой установки. В работе представлен упрощенный подход к построению схемы ЧТЭСУ и оценке ее характеристик на основании данных, опубликованных в интернете. Основное внимание уделено снижению неблагоприятного влияния отказа двигателя на АДХ модели самолета на режимах взлета и посадки, а также оценке летных характеристик самолета. Моделирование работы электрической трансмиссии ЧТЭСУ осуществлено за счет установки режима работы двух имитаторов силовой установки, соответствующего половинному значению коэффициента нагрузки винта B_o одного двигателя на взлетном режиме.

Краткое описание частично турбоэлектрической силовой установки

Промежуточным этапом развития между обычным турбовинтовым самолетом и полностью турбоэлектрическим вариантом является частично турбоэлектрическая силовая установка (ЧТЭСУ), в которой доля мощности тяги варьируется между ГТД и распределением электроэнергии на приводы дополнительных движителей. Наиболее перспективным вариантом ее применения в ближайшее время является электрический привод ВВ, установленных на законцовках крыла, в котором электрический генератор через редуктор главного воздушного винта связан со свободной турбиной ГТД (рис. 1).

Наличие обратимых электрических машин (генератор/мотор), системы управления и распределения мощности (PMAD), включающей преобразователи тока и напряжения, систему контроля температуры, а также силовых кабелей постоянного тока, приводит к некоторой потере передаваемой мощности. Из-за дополнительного преобразования энергии электрический КПД такой трансмиссии ниже, чем у обычной редукторной передачи ГТД (95 %), и составляет около 90 % [16]. Одним из ключевых параметров, используемых для образмеривания электрических компонентов ЧТЭСУ, является коэффициент удельной мощности S_P [12], определяемый отношением мощности на валу движителей с электроприводом ($P_{electric\ power}$) к общей мощности рассматриваемой двигательной установки ($P_{main\ power} + P_{electric\ power}$):

$$S_p = \frac{P_{electric\ power}}{P_{main\ power} + P_{electric\ power}}.$$

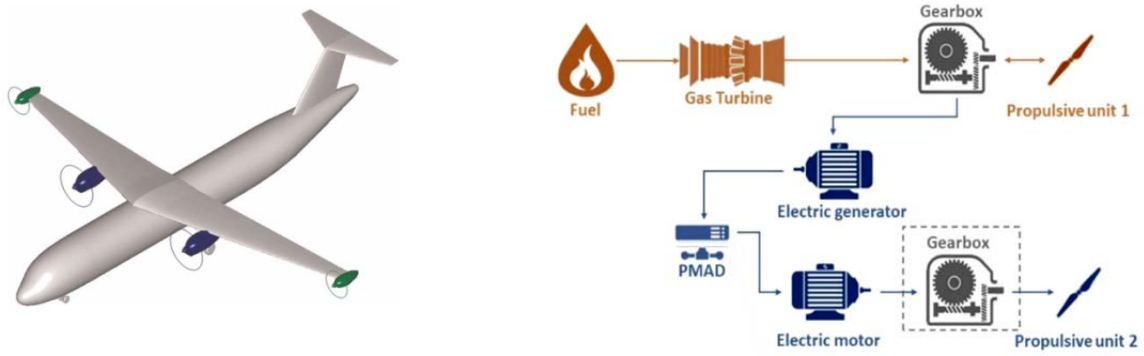


Рис. 1. Схема электрической трансмиссии ЧТЭСУ для привода ВВ на законцовках крыла [12]
Fig. 1. Scheme of the electric transmission of a partially turboelectric powerplant for the propeller drive on wingtips [12]

Оценка массы компонентов ЧТЭСУ по отношению к общей массе базовой двигательной установки, проведенная при значении коэффициента S_p = 0,33, соответствующего 10 % потери мощности электрической трансмиссии ЧТЭСУ при передаче половинного значения мощности работающего двигателя к неработающему, показала увеличение массы базовой двигательной установки, составляющее приблизительно 18 % [12].

Таким образом, согласно данным, опубликованным в интернете, потеря мощности и увеличение веса двигательной силовой установки от использования компонентов электрической трансмиссии ЧТЭСУ составляют 10 и 18 % соответственно.

Концепция использования частично турбоэлектрической силовой установки при отказе двигателя

Выход из строя одного из двигателей самолета не только снижает максимальную располагаемую тягу силовой установки, но и оказывает существенное влияние на управляемость и аэродинамику самолета [17]. Самыми очевидными последствиями отказа двигателя с потерей 50 % тяги силовой установки являются снижение характеристик набора высоты от 80 до 90 % и проблемы с управлением самолета, вызванные асимметрией тяги одного работающего двигателя [18].

Использование более одного типа источников энергии позволяет повысить безопасность полета в случае отказа одного из маршевых двигателей, имеющих привод ВВ от ГТД и электромотора. Однако выбор мощности маршевых ГТД из условий крейсерского полета с учетом компенсации недостающей мощности на режимах взлета и посадки за счет подключения электромоторов, питаемых от аккумуляторных батарей, может быть недостаточным для набора высоты и ухода на второй круг с одним работающим двигателем. Таким образом, безопасность критических режимов полета с одним работающим двигателем предъявляет строгие ограничения на выбор параметров маршевой двигательной установки и резервирование необходимого запаса энергии [19].

Рассмотренный в настоящей работе подход к построению архитектуры ЧТЭСУ, учитывающий возможность передачи половины мощности работающего двигателя к неработающему с помощью управляемой электрической трансмиссии, включат анализ АДХ модели и оценку достаточности этой мощности для выполнения требований безопасного полета с отказавшим двигателем. Схема электрической трансмиссии ЧТЭСУ для привода ВВ отказавшего двигателя показана на рис. 2.

Рассматриваемая ЧТЭСУ имеет в своем составе две ГСУ с ГТД и двумя обратимыми электрическими машинами (генератор/мотор), которые могут эффективно работать как

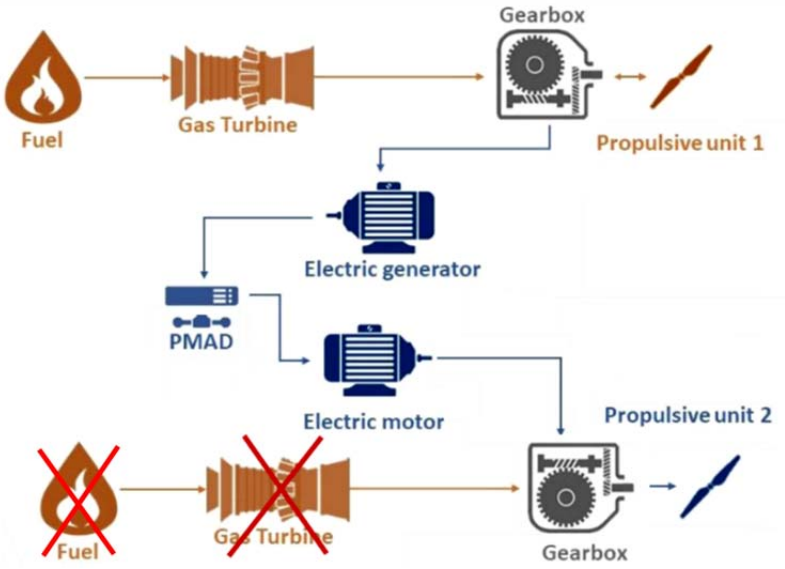


Рис. 2. Компоненты ЧТЭСУ для привода ВВ отказавшего двигателя
Fig. 2. Components of a partially turboelectric powerplant for a propeller drive of the failed engine

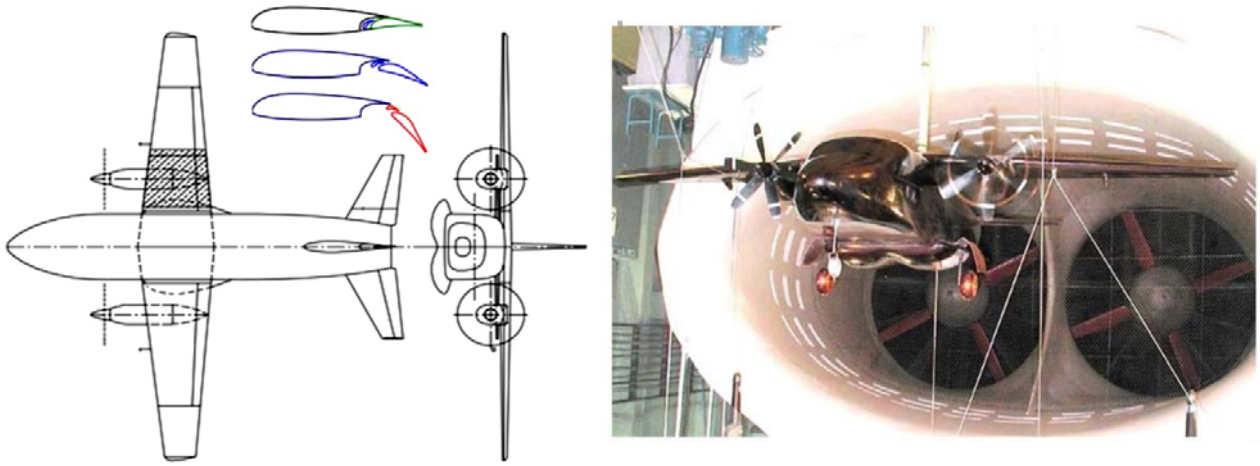


Рис. 3. Схема и фотография модели самолета с имитаторами СУ в рабочей части АДТ Т-102
Fig. 3. The aircraft model scheme and the photo with the powerplant simulators in the test section of T-102 wind tunnel

в режиме генератора электроэнергии на работающем маршевом двигателе, так и в режиме электрического мотора на отказавшем двигателе. Мощность ГТД выбрана из условия обеспечения безопасного полета с одним отказавшим двигателем.

Краткое описание модели и методики испытаний

Легкий транспортный самолет (ЛТС) с взлетным весом 5670 кг предназначен для пассажирских и грузовых перевозок с крейсерской скоростью $V \approx 350$ км/ч на высоте $H = 3$ км. Аэродинамическая компоновка самолета (главный конструктор В.И. Черноусов) выполнена по нормальной схеме с высокорасположенным крылом, фюзеляжем с увеличенной площадью миделя ($S_{м.ф} = 0{,}16$) и «палубным» вариантом хвостового оперения (рис. 3).

Крыло трапециевидной формы в плане установлено под нулевым углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Компоновка крыла выполнена с использованием высоконесущего профиля

П4-15М (с = 15 %). Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки используется двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета составляет $\delta_з$ = 20–25°, на посадке – $\delta_з$ = 40–50°. Хвостовое оперение однокилевое с «палубным» расположением стабилизатора.

Силовая установка самолета состоит из двух ТВД типа ВК-800 (Ро = 2 × 800 л. с.) с воздушными винтами АВ 410 ($D_в$ = 2,35 м), установленных под крылом с нулевым углом заклинения относительно СГФ. Самолет оборудован погрузочной рампой с относительно короткой плоской поворотной частью.

Для моделирования работы силовой установки изготовлены новые мотогондолы с силовым креплением тензовесов с электродвигателями к сердечнику крыла. Имитаторы силовой установки (ИСУ) включают следующие элементы:

- модельный воздушный винт (ВВ), геометрически подобный однорядному 6-лопастному натурному ВВ СВ-34 (М = 1 : 6,5);
- электропривод – высокочастотный асинхронный электродвигатель АТВ 003_4.1 мощностью 5 кВт с регулируемой частотой вращения;
- внутримодельные тензовесы, измеритель числа оборотов и термопары контроля температуры обмотки электродвигателя.

Моделирование струи воздушных винтов в аэродинамической трубе (АДТ) при постоянной скорости вращения требует соответствия отношений осевой и вращательной скоростей к скорости набегающего потока в трубных и натурных условиях полета [20]. Выполнение этих условий потребовало бы применения винтов изменяемого шага, что является сложной задачей в случае испытаний в АДТ. Однако удовлетворительное моделирование струи в трубных условиях в значительном диапазоне значений *Cy* может быть выполнено с одним углом установки лопастей винта при соблюдении подобий по геометрии воздушного винта и осевой скорости потока в струе.

В испытаниях модели ЛТС с работающими ВВ в АДТ Т-102 реализация подобия по осевой скорости (тяге винта) выполнена в результате обеспечения близких значений коэффициентов В в трубных и натурных условиях полета.

$$B = T / q \cdot S_{\text{В}},$$

где T – тяга винта; q – скоростной напор; $S_в$ – площадь, ометаемая винтом.

Значения скоростей потока, обеспечивающих моделирование требуемых значений коэффициентов нагрузки изолированного винта (B_o) от малого крейсерского значения 0,3 до взлетного 2, определены из двух условий: обеспечения максимально возможных чисел Рейнольдса модели при ограниченной мощности электродвигателей и сохранения постоянства числа оборотов воздушного винта. Реализуемые в испытаниях значения чисел Re, определенные по САХ крыла, и относительной поступи винта $\lambda_{\text{В}} = 60 \cdot V_\infty / (n_в \cdot D_{\text{В}})$, приведены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Реализуемые в испытаниях значения
Values implemented in tests

B_o	V_∞ м/с	$Re_{ba}/10^6$	$\lambda_в$
0,3	32	0,67	1,05
1,0	24,2	0,50	0,79
2,0	19,2	0,40	0,63

Здесь V_∞ – скорость набегающего потока, м/с, $n_в$ – число оборотов винта в минуту, $D_в$ – диаметр винта, м.

Расчетный угол установки лопастей работающего винта, обеспечивающий моделирование требуемых значений коэффициента B_o (табл. 1), равен $\varphi_л$ = 27,5°. При моделировании отказа двигателя лопасти неработающего винта установлены во флюгерное положение с углом $\varphi_л$ = 83°.

Вывод кабелей электропитания двигателей, данных телеметрии и тензовесов из модели осуществлен с использованием трубчатого обтекателя кабелей с внешним диаметром 30 мм, закрепленного на узле подвески контргруза. Результаты методических исследований влияния обтекателя на продольные и боковые АДХ модели учтены при вторичной обработке результатов испытаний модели с работающими ВВ.

Принятое в России левое направление вращения воздушных винтов (против часовой стрелки, если смотреть вдоль оси X модели в летном положении) определяет положение критического двигателя, отказ которого приводит к наибольшему ухудшению АДХ и управляемости самолета. И хотя оба винта производят одинаковую полную тягу, опускающаяся лопасть на левом двигателе имеет более длинное плечо относительно центра тяжести (ЦТ), чем опускающаяся на правом двигателе. Соответственно, отказ правого двигателя оказывает наибольший вклад в создание дестабилизирующего путевого момента, а также момента крена от снижения подъемной силы правой консоли крыла в результате потери скоростного напора из-за отсутствия обдува.

Результаты и обсуждение

Анализ результатов исследования влияния отказа критического двигателя на АДХ модели легкого транспортного самолета во взлетной ($\delta_з = 20°$) и посадочной ($\delta_з = 50°$) конфигурациях крыла проведен как в отсутствии моделирования электрической трансмиссии между рабочим и отказавшим двигателем, так и при ее наличии. Моделирование работы электрической трансмиссии ЧТЭСУ осуществлено за счет установки режима обтекания крыла с двумя работающими имитаторами силовой установки, соответствующего половинному значению коэффициента обдува B_o на режиме взлета.

Испытания по углам атаки $\alpha = -6…24°$ и скольжения $\beta = \pm 16°$ ($\alpha_г = 5°$) проведены при скоростях потока $V = 32…19{,}2$ м/с, соответствующих числам $Re_{bA} = (0{,}67…0{,}40)\cdot 10^6$ и номинальным значениям коэффициента B_o воздушных винтов, указанных в табл. 1.

При расчете коэффициентов сил аэродинамические нагрузки отнесены к скоростному напору и площади крыла $S = 0{,}71$ м^2, а коэффициента момента тангажа (m_z) дополнительно к характерной длине $b_A = 0{,}303$ м. При расчете коэффициентов m_x и m_y, определенных в связанной системе координат, характерной длиной является размах крыла $L = 2{,}49$ м. Коэффициенты моментов вычислены относительно условного ЦТ, расположенного на 25 % САХ. Значения производной Cy^{α} определены на линейном участке зависимостей $Cy(\alpha)$, а $m_z{}^{Cy}$ – в диапазоне $Cy \approx 1{,}2…2$.

Продольные аэродинамические характеристики

Взлетная конфигурация ($\delta_з = 20°$)

Результаты испытаний модели во взлетной конфигурации, проведенные без ВВ ($B = 0$) и с моделированием работы ВВ на режимах полета без отказа («Двигатель +/+ $B_o = 2/2$»), с отказом («Двигатель +/− $B_o = 2/0$»), а также в условиях моделирования работы электрической трансмиссии («Двигатель +/+ $B_o = 1/1$»), показаны на рис. 4.

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_o = 2$ приводит к следующему изменению аэродинамических характеристик модели [15]:

- снижению значения производной Cy^{α} на 12 % и Cy_{max} на −0,52 (или на 18 %),
- снижению располагаемой тяги на ≈54 % (оценка по приращению Cx_o),
- приращению момента тангажа на пикирование ($\Delta m_z \approx 0{,}1$; $\alpha = 0$),

а также к появлению значительного момента рыскания, величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели с отклонением руля направления на угол −25°, и момента крена на углах атаки, близких к критическому значению.

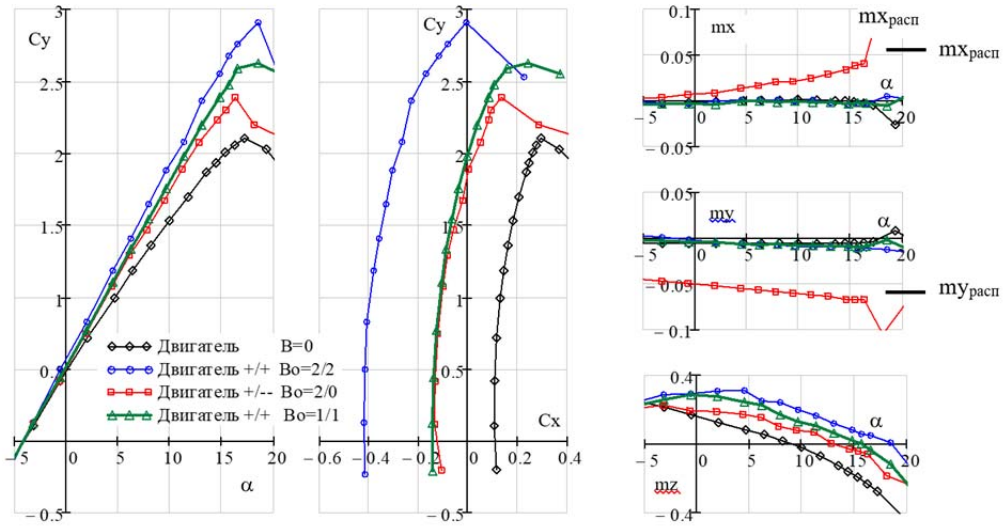


Рис. 4. Эффект выравнивания тяги ВВ на продольные характеристики модели во взлетной конфигурации
Fig. 4. The effect of propeller thrust stabilizing on the longitudinal characteristics of the model in the take-off configuration

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, реализуемое в результате моделирования работы электрической трансмиссии ($B_o = 1$), приводит к заметному улучшению АДХ модели во взлетной конфигурации:

- отсутствуют приращения моментов рыскания и крена, ранее имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,
- увеличивается производная Cy^{α} на 9 % и значение Cy_{max} на 0,31 (или на 13 %),
- несколько снижается значение сопротивления модели ($\Delta Cx \approx 9$ %) на взлетном значении коэффициента $Cy \approx 1{,}6$, которое может возрасти с учетом потерь на балансировку самолета с отказавшим двигателем,
- при сохранении удовлетворительного характера поведения момента тангажа, наблюдаемом в рабочем диапазоне углов атаки, зависимость $m_z(\alpha)$ эквидистантно смещается на кабрирование на величину $\Delta m_z \approx 0{,}08$ ($\alpha = 0$),

В отсутствии потерь на поперечную балансировку и их малости на путевую составляющую модели разница в отрицательных значениях сопротивления, определяющая избыток коэффициента тяги в условиях моделирования электрической трансмиссии и в его отсутствии с наличием значительного приращения момента рыскания ($\Delta m_y = 0{,}058$), составляет $\Delta C_T \approx 0{,}023$ при взлетном значении $Cy \approx 1{,}6$.

Посадочная конфигурация ($\delta_з = 50°$)

Аналогичное представление результатов испытаний модели в полете без отказа («Двигатель +/+ $B_o = 2/2$»), с отказом («Двигатель +/− $B_o = 2/0$»), а также в условиях моделирования работы электрической трансмиссии («Двигатель +/+ $B_o = 1/1$») показано на рис. 5.

Увеличение угла отклонения закрылка с взлетного значения 20° до посадочного 50° приводит к более существенному изменению АДХ модели [15], наблюдаемому при отказе двигателя:

- снижению значений производной Cy^{α} на 12 % и Cy_{max} на 0,8 (или на 21 %);
- снижению располагаемой тяги на ≈51 % (оценка по приращению Cx при $Cy = 1$),
- приращению значений момента тангажа на пикирование ($\Delta m_z \approx 0{,}04$; $\alpha = 0$) и увеличению продольной статической устойчивости на $|\Delta m_z^{Cy}| \approx 0{,}13$,
- появлению значительных моментов рыскания и крена, величины которых близки

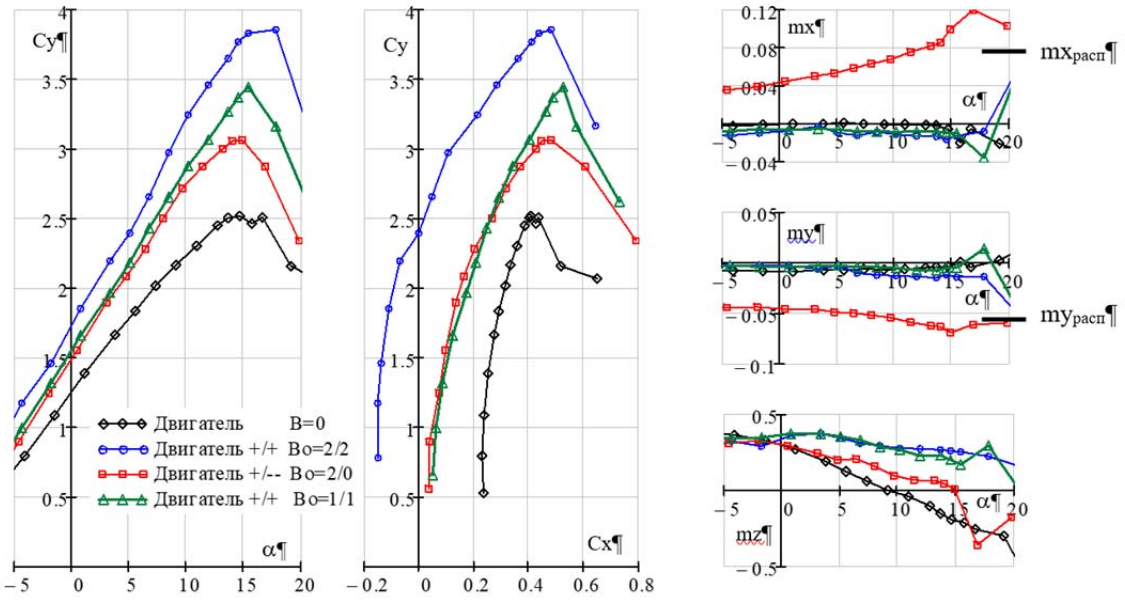


Рис. 5. Эффект выравнивания тяги ВВ на продольные характеристики модели в посадочной конфигурации
Fig. 5. The effect of propeller thrust stabilizing on the longitudinal characteristics of the model in the landing configuration

или превышают располагаемые моменты модели от отклонения элеронов и руля направления на угол −25°.

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, реализуемое в результате моделирования работы электрической трансмиссии (B_o = 1), приводит к улучшению АДХ модели в посадочной конфигурации:

- отсутствуют приращения моментов крена и рыскания, имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,
- увеличивается производная Cy^{α} на 9 % и значение Cy_{max} на 0,49 (или на 16,5 %).

Однако эти положительные изменения аэродинамических характеристик являются недостаточными для ухода самолета на второй круг прежде всего из-за отсутствия располагаемой тяги для набора высоты.

Для обеспечения возможности управления самолетом и наличия располагаемой тяги для ухода на второй круг, заход на посадку должен осуществляться с взлетным положением механизации крыла ($\delta_з$ = 20°), полное отклонение которой выполняется на заключительном этапе. Поскольку большинство легких самолетов не способны выполнять набор высоты с выпущенным шасси и закрылками в посадочном положении, то выполнение посадки на предпосадочной прямой является неизбежным решением.

Исследования преимуществ гибридно-электрической силовой установки для турбовинтовых самолетов, которые не учитывают требования к необходимым резервам энергии в случае отказа двигателя, могут привести к переоценке их достоинств по сравнению с правильно выбранными характеристиками ГТД базового самолета.

Боковые аэродинамические характеристики

Взлетная конфигурация ($\delta_з$ = 20°)

Результаты испытаний модели во взлетной конфигурации по углам скольжения при фиксированном значении угла атаки ($\alpha_г$ = 5), проведенных без ВВ (B = 0), с моделированием работы ВВ на режимах полета без отказа («Двигатель +/+ B_o=2/2») и с отказом («Двигатель +/− B_o = 2/0»), а также в условиях ра-

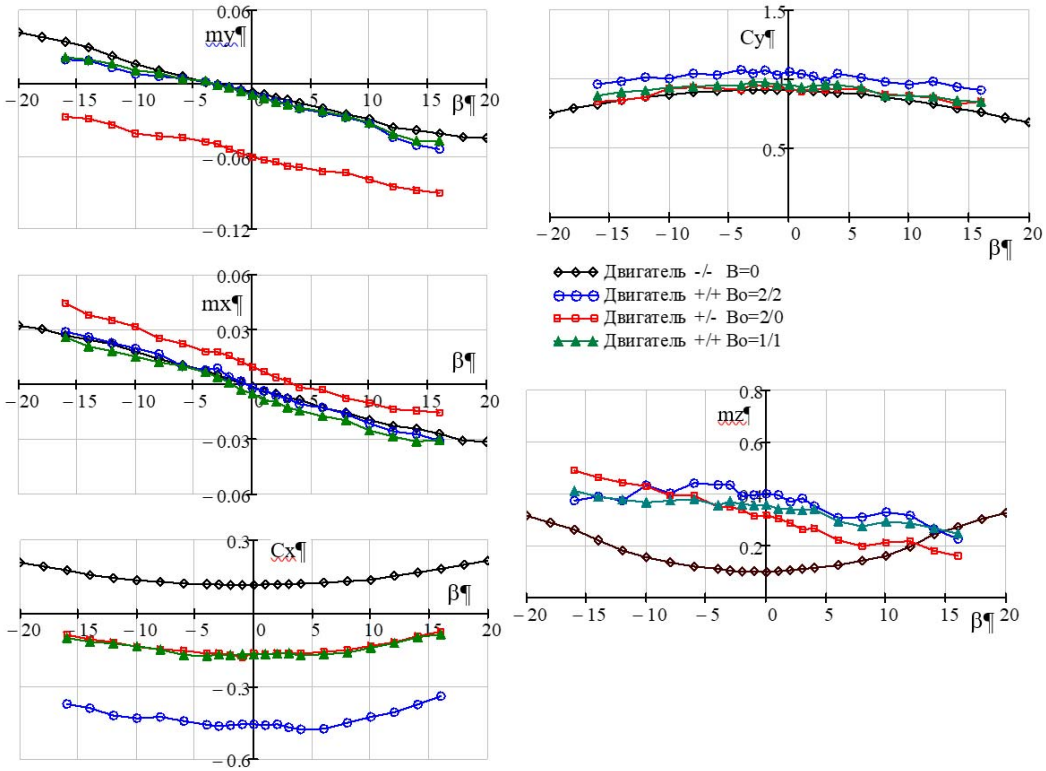


Рис. 6. Эффект выравнивания тяги ВВ на боковые характеристики модели во взлетной конфигурации
Fig. 6. The effect of propeller thrust stabilizing on the lateral characteristics of the model in the take-off configuration

боты электрической трансмиссии («Двигатель +/+ B_o = 1/1»), показаны на рис. 6.

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_o = 2$ приводит к следующему изменению боковых характеристик модели при нулевом угле скольжения:

- снижению несущих свойств модели на $\Delta Cy = 0{,}11$ (или на 10 %);
- снижению располагаемой тяги на ≈50 % (оценка по приращению Cx при $\beta = 0$),
- появлению момента рыскания ($m_y = -0{,}051$), величина которого близка к располагаемому путевому моменту модели при отклонении руля направления на угол −25°, и небольшого момента крена ($m_x = 0{,}011$).

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, как и следовало ожидать на основе ранее проведенного анализа продольных АДХ модели, приводит к заметному улучшению боковых характеристик:

- практически отсутствуют приращения значений моментов рыскания и крена, имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,
- снижается разница в значениях момента тангажа при изменении угла скольжения в рассмотренном диапазоне,
- несколько увеличивается уровень значений коэффициентов подъемной силы и располагаемой тяги, оцениваемой по изменению значений сопротивления модели.

Посадочная конфигурация ($\delta_з = 50°$)

Аналогичные результаты испытаний модели в посадочной конфигурации по углам скольжения при фиксированном значении угла атаки ($\alpha_г = 5$), проведенные без ВВ (B = 0), с моделированием работы ВВ на режимах полета без отказа («Двигатель +/+ B_o = 2/2») и с отказом («Двигатель +/− B_o = 2/0), а также в условиях работы электрической трансмиссии («Двигатель +/+ B_o = 1/1»), показаны на рис. 7.

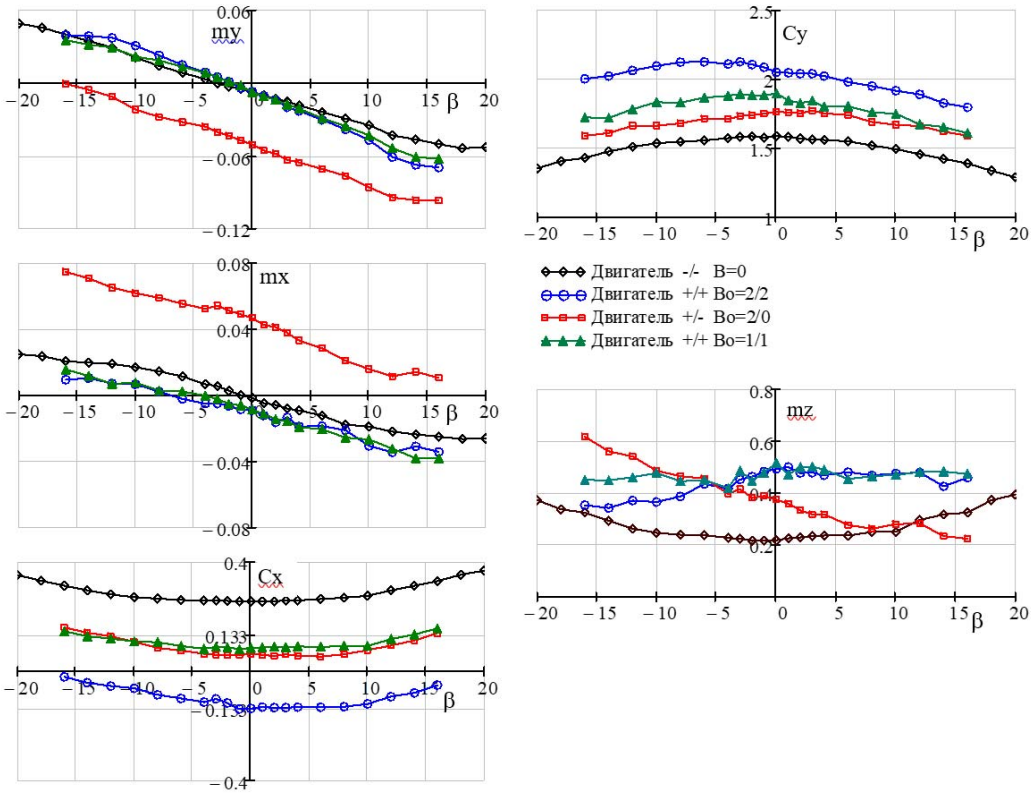


Рис. 7. Эффект выравнивания тяги ВВ на боковые характеристики модели во взлетной конфигурации
Fig. 7. The effect of propeller thrust stabilizing on the lateral characteristics of the model in the landing configuration

Отказ двигателя при максимальном значении коэффициента $B_o = 2$ приводит к следующему изменению боковых характеристик модели при нулевом угле скольжения:

- снижению несущих свойств модели на $\Delta Cy = 0{,}38$ (или на 19 %);
- снижению располагаемой тяги на ≈55 % (оценка по приращению Cx при $\beta = 0$),
- появлению значительных моментов рыскания ($m_y = -0{,}051$, $\beta = 0$) и крена ($m_x = 0{,}049$; $\beta = 0$) при нулевом угле скольжения, величины которых близки к располагаемым моментам органов управления модели.

Перераспределение оставшейся мощности при отказе двигателя между работающим и отказавшим двигателями, как и следовало ожидать на основе ранее проведенного анализа АДХ модели, приводит к заметному улучшению боковых характеристик:

- практически отсутствуют приращения значений моментов рыскания и крена, имевшие место в характеристиках модели с отказом двигателя,
- снижается разница в значениях момента тангажа при изменении угла скольжения в рассмотренном диапазоне,
- увеличивается уровень значений коэффициентов подъемной силы и располагаемой тяги, оцениваемой по изменению значений сопротивления модели.

Оценка характеристик ЛТС с выравниванием тяги воздушных винтов

На основании анализа результатов экспериментальных исследований АДХ модели с моделированием перераспределения мощности между двигателями при отказе одного из них, выполнена оценка характеристик следующих режимов полета самолета:

- набора высоты,
- ухода на второй круг,
- крейсерского полета с одним работающим ГТД,

проведенная с учетом коррекции сопротивления модели самолета ($C_{Do_{\min,wt}}$) на натурные условия полета ($C_{Do_{\min,flight}}$), определенной на основании полуэмпирической зависимости [21], соответствующей характеру изменения сопротивления турбулентного трения пластины при увеличении числа Рейнольдса от трубного (Re_{wt}) до натурного (Re_{flight}) значений

$$C_{Do_{\min,flight}} = C_{Do_{\min,wt}} \cdot \left(\frac{\mathrm{Re}_{wt}}{\mathrm{Re}_{flight}} \right)^{0.15}.$$

Коррекция сопротивления модели на режимах взлета и посадки составляет 0,017 (Cx_o = 0,035) и 0,013 (Cx_o = 0,030) в крейсерском полете (V = 350 км/ч) на высоте H = 3 км.

Градиент набора высоты

Для обеспечения безопасности полета для каждой категории самолетов в авиационных правилах приведены требования к минимально допустимым значениям градиента набора высоты с одним неработающим двигателем. Согласно требованиям, приведенным в АП-23 (п. 23.67) для многодвигательных самолетов с ГТД и взлетной массой в диапазоне 2720…5700 кг, набор высоты до 120 м должен выполняться с постоянным положительным значением градиента при следующих условиях:

- критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении минимального сопротивления,
- режим работающего двигателя – взлетный,
- шасси убрано,
- закрылки в положении, рекомендованном для взлета.

Градиент набора высоты, равный отношению расстояний самолета, пройденных по вертикали и горизонтали, примерно соответствует углу набора высоты γ, определяемому отношением располагаемой тяги ($T-X$) к весу (G) самолета:

$$\theta = \sin^{-1} \cdot \left(\frac{T-X}{G} \right).$$

Оценка градиента начального этапа набора высоты, проведенная на основании трубного значения сопротивления модели самолета ($Cx \approx -0{,}0622$ при $Cy \approx 1{,}6$), скорректированного на потерю 10 % тяговой мощности при ее передаче и на приведенное выше снижение сопротивления в натурных условиях полета, показала расчетное значение угла набора высоты γ = 0,045 радиана (2,6°), которое соответствует требованию его положительных значений в АП-23.

Уход на второй круг

Нормированные характеристики ухода самолета на второй круг с одним работающим двигателем (АП-23 п. 23.77) требуют обеспечения градиента набора высоты не менее 0,025 радиана и вертикальной скорости не менее 1 м/с на высоте 120 м над уровнем посадочной поверхности, определенного при следующих условиях:

- мощность или тяга двигателя, рекомендованные для ухода на второй круг,
- шасси выпущено,
- закрылки в посадочном положении.

Отсутствие избытка тяги самолета в посадочной конфигурации ($Cx \approx 0{,}118$ при Cy ≈ 1,6) обуславливает выполнение посадки как неизбежное решение для рассматриваемого ЛТС с отказом одного двигателя и посадочным углом отклонения закрылков равным 50°. При заходе на посадку с взлетным положением механизации ($\delta_з$ = 20°) и выпущенным шасси ($\Delta Cx_ш \approx 0{,}017$) уход на второй круг возможен с градиентом 0,035 радиана, соответствующим углу набора высоты θ ≈ 2°.

Крейсерский полет с одним работающим ГТД

Передача электрической энергии от работающего двигателя к электрическому приводу движителя второго ВВ возможна также

и в крейсерском полете при отказе одного маршевого ГТД и переводе второго двигателя в режим максимальной продолжительной мощности. На этом режиме работы силовой установки возможно снижение удельного расхода топлива и увеличение дальности полета [22].

Оценка крейсерской скорости ЛТС для полета на режиме максимальной продолжительной мощности одного двигателя выполнена на основании сопоставления значения сопротивления модели в крейсерской конфигурации, скорректированного на влияние числа Рейнольдса ($\Delta Cx_o = -0{,}013$), с располагаемой величиной тяги одного двигателя на высоте $H = 3$ км.

После выполнении коррекции трубного значения сопротивления модели ($Cx_{кр} = 0{,}043$ при $Cy_{кр} = 0{,}36$) на натурные условия полета, а также учета 10 % потери тяги одного ГТД при передаче электрической энергии от работающего двигателя к движителю второго двигателя, суммарное располагаемое значение тяги $T_{расп} = 405$ кГ несколько превышает потребное значение $T_{потр} = 396$ кГ в крейсерском полете ($H = 3$ км; $V_{кр} = 350$ км/ч).

Заключение

Анализ влияния отказа одного из двигателей на управляемость и аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета во взлетной и посадочной конфигурациях, проведенный на основании результатов моделирования передачи половины мощности работающего двигателя к неработающему двигателю, показал:

- отсутствие приращений моментов рыскания и крена, имевших место в характеристиках модели с отказом одного двигателя,
- увеличение производной Cy^{α} на 9 % и значений Cy_{max} на 0,31…0,49 (или на 13 и 16,5 %) во взлетной и посадочной конфигурациях крыла соответственно,
- снижение значений сопротивления модели на ($\Delta Cx \approx 9$ %) на взлетном значении $Cy \approx 1{,}6$,
- сохранение в целом удовлетворительного характера поведения моментных характеристик в рабочем диапазоне углов атаки с эквидистантным смещением зависимости $m_z(\alpha)$ на кабрирование ($\Delta m_z \approx 0{,}08$; $\alpha = 0$),
- снижение разницы в значениях момента тангажа при изменении угла скольжения в рассмотренном диапазоне углов скольжения ($\beta = \pm 16°$),
- выполнение требования АП-23 по положительному значению градиента набора высоты на уровне 120 м от ВПП, равному 0,045 радиана ($\theta \approx 2{,}6°$),
- возможность ухода на второй круг при заходе на посадку с взлетным положением механизации и выпущенным шасси с градиентом набора высоты 0,035 радиана ($\theta \approx 2°$),
- возможность обеспечения крейсерской скорости полета 350 км/ч на расчетной высоте $H = 3$ км при отключении одного маршевого ГТД и передаче ему половиной мощности второго двигателя, работающего в режиме максимальной продолжительной мощности.

Список литературы

1. Schafer A.W., Barrett S.R.H., Doyme K. et al. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft // Journal Nature Energy. 2019. Vol. 4. Pp. 160–166. DOI: 10.1038/s41560-018-0294-x

2. Epstein A.H., O'Flarity S.M. Considerations for reducing aviation's CO_2 with aircraft electric propulsion // Journal of Propulsion and Power. 2019. Vol. 35, no. 3. Pp. 572–582. DOI: 10.2514/1.B37015

3. Veldhuis L.L.M. Radical Aircraft based on hybrid-electric propulsion. Clean Sky2. TUDelft. Contribution of NOVAIR to LPA WP1.6.4 and 1.6.3 [Электронный ресурс] // zenodo.org, 17 November 2020. URL: https://zenodo.org › record › files › 2.4-IMOT (дата обращения: 09.06.2023).

4. Zamboni J. A method for the conceptual design of hybrid electric aircraft / J. Zamboni, R. Vos, M. Emeneth, A. Schneegans [Электронный ресурс] // AIAA Scitech 2019 Forum.

7–11 January 2019. DOI: 10.2514/6.2019-1587 (дата обращения: 09.06.2023).

5. Patterson M.D., Derlaga J.M., Borer N.K. High-lift propeller system configuration selection for NASA's SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator [Электронный ресурс] // 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Washington, D.C., June 2016. DOI: 10.2514/6. 2016-3922 (дата обращения: 09.06.2023).

6. Klunk G.T., Freeman J.L. Vertical tail area reduction for aircraft with spanwise distributed electric propulsion [Электронный ресурс] // 2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium. Cincinnati, Ohio, 9–11 July 2018. DOI: 10.2514/6. 2018-5022 (дата обращения: 09.06.2023).

7. Nguyen E., Troillard P., Jezegou J. et al. Reduction of vertical tail using differential thrust: Influence on flight control and certification [Электронный ресурс] // AEGATS 2018. France, Toulouse, October 2018. Pp. 1–8. URL: https://hal.science/hal-02183315 (дата обращения: 09.06.2023).

8. Armstrong M. Stability, transient response, control, and safety of a high-power electric grid for turboelectric propulsion of aircraft / M. Armstrong, C. Ross, D. Phillips, M. Blackwelder [Электронный ресурс] // NASA/CR-2013-217865, 2013. URL: https:// ntrs. nasa.gov/api/citations/20140000336/downloads/ 20140000336.pdf (дата обращения: 09.06.2023).

9. Hepperle M. Electric flight – potential and limitations [Электронный ресурс] // MP-AVT-209-09. 30 p. URL: https://elib.dlr.de/ 78726/1/MP-AVT-209-09.pdf (дата обращения: 09.06.2023).

10. Duffy K.P., Jansen R.H. Partially turboelectric and hybrid electric aircraft drive key performance parameters [Электронный ресурс] // 2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium. Cincinnati, Ohio, 9–11 July 2018. DOI: 10.2514/6. 2018-5023 (дата обращения: 09.06.2023).

11. Jansen R.H., Duffy K.P., Brown G.V. Partially turboelectric aircraft drive key performance parameter [Электронный ресурс] // 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 10–12 July 2017. USA, Georgia, Atlanta. DOI: 10.2514/6.2017-4702 (дата обращения: 09.06.2023).

12. Pohl M. Preliminary design of integrated partial turboelectric aircraft propulsion systems / M. Pohl, J. Köhler, H. Kellermann, M. Lüdemann, D. Weintraub, P. Jeschke, M. Hornung // Journal of the Global Power and Propulsion Society. 2022. Vol. 6, no. 1. Pp. 1–23. DOI: 10.33737/jgpps/145907

13. Дунаевский А.И., Редькин А.В. Способ синхронизации и обеспечения симметрии тяги воздушных винтов силовой установки летательного аппарата и электрическая синхронизирующая трансмиссия для его реализации. Патент № RU 2646696, C1, B64C 11/50, B64D 31/12: опубл. 06.03.2018. 11 с.

14. Михайлов Ю.С. Анализ взаимодействия воздушных винтов с планером легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 5. С. 76–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88

15. Михайлов Ю.С. Влияние отказа двигателя на аэродинамические характеристики модели легкого транспортного самолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 4. С. 56–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69

16. Adu-Gyamfi B.A., Good C. Electric aviation: A review of concepts and enabling technologies [Электронный ресурс] // Transportation Engineering. 2022. Vol. 9. ID 100134. DOI: 10.1016/j.treng.2022.100134 (дата обращения: 09.06.2023).

17. Preston R. Aerodynamics for professional pilots. 4th ed., 2010. 213 p.

18. Horling H. Control and performance during asymmetrical powered flight [Электронный ресурс] // AvioConsult. 2012. 28 p. URL: https://www.avioconsult.com/downloads/ Control%20and%20Performance%20During%20 Asymmetrical%20Powered%20Flight.pdf (дата обращения: 09.06.2023).

19. Quillet D. Parallel hybrid-electric powertrain sizing on regional turboprop aircraft with consideration for certification performance requirements / D. Quillet, V. Boulanger, D. Rancourt, R. Freer, P. Bertrand [Электронный ресурс] // AIAA AVIATION Forum. 2–6 Au-

gust 2021. DOI: 10.2514/6.2021-2443 (дата обращения: 09.06.2023).

20. Pope A., Barlow J.B., Rae W.H. Low-speed wind tunnel testing. 3rd ed. John Wiley & Sons, Inc., 1999. 728 p.

21. Pettersson K., Rizzi A. Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present // Progress in Aerospace Sciences. 2008. Vol. 44, iss. 4. Pp. 295–313.

22. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я. и др. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий // Авиационные двигатели. 2022. № 1 (14). С. 19–32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19

References

1. Schafer, A.W., Barrett, S.R.H., Doyme, K. et al. (2019). Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft. *Journal Nature Energy*, vol. 4, pp. 160–166. DOI: 10.1038/s41560-018-0294-x

2. Epstein, A.H., O'Flarity, S.M. (2019). Considerations for reducing aviation's CO_2 with aircraft electric propulsion. *Journal of Propulsion and Power*, vol. 35, no. 3, pp. 572–582. DOI: 10.2514/1.B37015

3. Veldhuis, L.L.M. (2020). Radical Aircraft based on hybrid-electric propulsion. Clean Sky2. TUDelft. Contribution of NOVAIR to LPA WP1.6.4 and 1.6.3, 17 November. *zenodo.org*. Available at: https://zenodo.org › record › files › 2.4-IMOT (accessed: 09.06.2023).

4. Zamboni, J., Vos, R., Emeneth, M., Schneegans, A. (2019). A method for the conceptual design of hybrid electric aircraft. *In: AIAA Scitech 2019 Forum*, 7–11 January. DOI: 10.2514/6.2019-1587 (accessed: 09.06.2023).

5. Patterson, M.D., Derlaga, J.M., Borer, N.K. (2016). High-lift propeller system configuration selection for NASA's SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator. *In: 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Washington, D.C., June. DOI: 10.2514/6.2016-3922 (accessed: 09.06.2023).

6. Klunk, G.T, Freeman, J.L. (2018). Vertical tail area reduction for aircraft with spanwise distributed electric propulsion. *In: 2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium*, Cincinnati, Ohio, 9–11 July. DOI: 10.2514/6.2018-5022 (accessed: 09.06.2023).

7. Nguyen, E., Troillard, P., Jezegou, J. et al. (2018). Reduction of vertical tail using differential thrust: Influence on flight control and certification. *In: AEGATS 2018*, France, Toulouse, October, pp. 1–8. Available at: https://hal.science/hal-02183315 (accessed: 09.06.2023).

8. Armstrong, M., Ross, C., Phillips, D., Blackwelder, M. (2013). Stability, transient response, control, and safety of a high-power electric grid for turboelectric propulsion of aircraft. *NASA/CR-2013-217865*. Available at: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20140000336/downloads/20140000336.pdf (accessed: 09.06.2023).

9. Hepperle, M. Electric flight – potential and limitations. *MP-AVT-209-09*, 30 p. Available at: https://elib.dlr.de/78726/1/MP-AVT-209-09.pdf (accessed: 09.06.2023).

10. Duffy, K.P., Jansen, R.H. (2018). Partially turboelectric and hybrid electric aircraft drive key performance parameters. *In: 2018 AIAA/IEEE electric aircraft technologies symposium*, Cincinnati, Ohio, 9–11 July. DOI: 10.2514/6.2018-5023 (accessed: 09.06.2023).

11. Jansen, R.H., Duffy, K.P., Brown, G.V. (2017). Partially turboelectric aircraft drive key performance parameter. *In: 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 10–12 July, Atlanta, Georgia, USA. DOI: 10.2514/6.2017-4702 (accessed: 09.06.2023).

12. Pohl, M., Köhler, J., Kellermann, H., Lüdemann, M., Weintraub, D., Jeschke, P., Hornung, M. (2022). Preliminary design of integrated partial turboelectric aircraft propulsion systems. *Journal of the Global Power and Propulsion Society*, vol. 6, no. 1, pp. 1–23. DOI: 10.33737/jgpps/145907

13. Dunaevskij, A.I., Redkin, A.V. (2018). Method of synchronization and provision of symmetry of propellers thrust of aircraft power plant and electric synchronizing transmission for its realization. Patent RU no. 2646696, C1, B64C11/50, B64D31/12: publ. March 6, 11 p. (in Russian)

14. Mikhailov, Yu.S. (2021). Analysis of the propellers-airframe interaction of the light transport aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 24, no. 5, pp. 76–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88 (in Russian)

15. Mikhailov, Yu.S. (2021). Effect of engine failure on aerodynamic characteristics of a light transport aircraft model. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 4, pp. 56–69. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-4-56-69 (in Russian)

16. Adu-Gyamfi, B.A., Good, C. (2022). Electric aviation: A review of concepts and enabling technologies. *Transportation Engineering*, vol. 9, ID 100134. DOI: 10.1016/j.treng.2022.100134 (accessed: 09.06.2023).

17. Preston, R. (2010). Aerodynamics for professional pilots. 4th ed., 213 p.

18. Horling, H. (2012). Control and performance during asymmetrical powered flight. *AvioConsult*, 28 p. Available at: https://www.avioconsult.com/downloads/Control%20and%20Performance%20During%20Asymmetrical%20Powered%20Flight.pdf (accessed: 09.06.2023).

19. Quillet, D., Boulanger, V., Rancourt, D., Freer, R., Bertrand, P. (2021). Parallel hybrid-electric powertrain sizing on regional turboprop aircraft with consideration for certification performance requirements. *In: AIAA AVIATION Forum*. August 2–6. DOI: 10.2514/6.2021-2443 (accessed: 09.06.2023).

20. Pope, A., Barlow, J.B., Rae, W.H. (1999). Low-speed wind tunnel testing. 3rd ed. John Wiley & Sons, Inc., 728 p.

21. Pettersson, K., Rizzi, A. (2008). Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 44, issue 4, pp. 295–313.

22. Varyukhin, A.N., Zakharchenko, V.S., Rakhmankulov, D.Ya. et al. (2022). Traditional, hybrid and electric propulsion systems of commuter aircrafts. *Aviation Engines*, no. 1 (14), pp. 19–32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19 (in Russian)

Сведения об авторе

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

Information about the author

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

Поступила в редакцию	26.06.2023	Received	26.06.2023
Одобрена после рецензирования	12.08.2023	Approved after reviewing	12.08.2023
Принята в печать	25.01.2024	Accepted for publication	25.01.2024

ББК 05
Н 34
Св. план 2024

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 27, № 01, 2024
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 27, No. 01, 2024

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Оформить подписку на печатную версию журнала можно на сайте Объединенного каталога «Пресса России» www.pressa-rf.ru. Подписной индекс 84254.

Подписано в печать 25.01.2024.

Печать цифровая | Формат 60×90/8 | 11,0 усл. печ. л.

Заказ № 1009/31 | Тираж 50 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: artpress@mail.ru

© Московский государственный технический университет ГА, 2024