

Том 24, № 05, 2021

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 24, No. 05, 2021

Издается с 1998 г.

Москва
2021

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., доцент кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия.

Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Сайт: <http://avia.mstuca.ru>

E-mail: vestnik@mstuca.aero

Тел.: +7 (499) 459-07-16

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

Chief Editorial Board

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

Members of the Chief Editorial Board:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Редакционный совет

Абрамов О.В., заслуженный деятель науки РФ, проф., д. т. н., Институт 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;

Бышинский 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;

Кубланов М.С., проф., д. т. н., профессор МГТУ ГА, 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;

Нечаев Е.Е., проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

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

Michael S. Kublanov, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 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;

Evgeniy E. Nechaev, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, 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;

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, Professor, Doctor of Sciences, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 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. Hodakovskiy, 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

ТРАНСПОРТ

Aseev N.V., Sharov V.D.

Application of the multidimensional statistical analysis in the development of an integrated safety management system in an aircraft maintenance organization 8

Гордеев В.В., Громов О.В., Громов В.К., Литинский Г.И., Самойленко В.М.

Технология блокчейн в смарт-контрактах на заправку воздушных судов гражданской авиации 21

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Бондаренко Ю.В., Зыбин Е.Ю.

Анализ чувствительности непараметрического критерия обнаружения и локализации отказов датчиков системы управления воздушного судна 32

Kiselev M.A., Levitsky S.V., Moroshkin D.V.

Scientific basis for the trainer aircraft anti-g equipment requirements 49

Косушкин К.Г., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М.

Расчетные исследования аэродинамических характеристик винтов мультикоптеров 60

Михайлов Ю.С.

Анализ взаимодействия воздушных винтов с планером легкого транспортного самолета 76

CONTENTS

TRANSPORT

Aseev N.V., Sharov V.D.

Application of the multidimensional statistical analysis in the development of an integrated safety management system in an aircraft maintenance organization 8

Gordeev V.V., Gromov O.V., Gromov V.K., Litinsky G.I., Samoylenko V.M.

Blockchain technology in smart contracts for refueling civil aviation aircraft 21

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Bondarenko J.V., Zybin E.Yu.

Sensitivity analysis of the nonparametric criterion of aircraft flight control system sensors failures detection and isolation 32

Kiselev M.A., Levitsky S.V., Moroshkin D.V.

Scientific basis for the trainer aircraft anti-g equipment requirements 49

Kosushkin K.G., Kritsky B.S., Mirgazov R.M.

Computational studies of the rotors aerodynamic characteristics of multicopter drones 60

Mikhailov Yu.S.

Analysis of the propellers-airframe interaction of the light transport aircraft 76

ТРАНСПОРТ

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

05.22.08 – Управление процессами перевозок;

05.22.13 – Навигация и управление воздушным движением;

05.22.14 – Эксплуатация воздушного транспорта

УДК 629.735.017.84

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-8-20

**APPLICATION OF THE MULTIDIMENSIONAL STATISTICAL ANALYSIS
IN THE DEVELOPMENT OF AN INTEGRATED SAFETY MANAGEMENT
SYSTEM IN AN AIRCRAFT MAINTENANCE ORGANIZATION**

N.V. ASEEV¹, V.D. SHAROV¹

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

Modern aviation enterprises are lots of risks-related owners associated with execution of their activities. Nowadays there are various management systems such as a Quality Management System (QMS), Safety Management System (SMS), etc., which describe all the potential risks for an organization. The problem of synchronization and unification of these systems in the framework of a comprehensive analysis of managing changes and fulfilling production operation remains unsolved at this point. To settle this problem, the article suggests using an integrated safety management system (ISMS). When developing ISMS in an aircraft maintenance organization that integrates the management systems of flight safety, quality, aviation, information, environmental safety, etc., the organization encounters the problem of data redundancy and duplication about manifestations of hazard factors in various aspects of its activities. This can make it difficult to collect and process data and take corrective/preventive measures. The issue of reasonable reduction of the original list of hazard factors can be considered as the subject of decreasing the dimension of the entity activity model, which can be solved using the method of the factor analysis principal components. Furthermore, application of the principal components method provides an expert analyst with supplementary, scientifically-based data on the quality of work and allows him to predict trends. The article based on real data of the aircraft maintenance organization shows the applicability of the method with the purpose for optimizing the list of hazard factors manifestations regarding a single aspect of organization activity.

Key words: integrated management system, flight safety, hazard factor, method of principal components, decreasing the model dimension, system integration.

INTRODUCTION

The general approach to ensure technogenic safety proposes a hazard analysis and consideration in various aspects of the entity activity [1]. A modern concept of aviation-transport system safety management as a conventional complex “socio-technical system” [2] is based on the integration of various management systems.

In terms of an aircraft enterprise it is primarily the system of flight safety management (SMS), quality management system (QMS), aviation safety system (SAS) and the systems of labor health protection. These systems are developed, implemented and function in enterprises – aviation services suppliers in compliance with the regulatory requirements.

The significance of the information security system is increasing.

The conceptual provisions to assess risks associated with this aspect of activity are specified in the Russian National Standard¹. Due to rapid aircraft computerization, its security vulnerability to acts

¹ National Standard R 57240-2016. Aviation Activity Safety Management in Civil Aviation. Main Provisions. M.: Standard-inform, 2020. 20 p.

of unlawful interference is increasing, which can have the most far-reaching repercussions for a flight safety. Meanwhile, in Russian civil aviation, as the report “The Concept to Ensure Information Security of Aircraft Hardware. FSUE AS Research”² states, the requirements to provide information security are not yet available.

Other actively developing systems to manage safety have been of vital importance lately. First and foremost, it is Enterprise Resource Planning (ERP) that is interpreted as “planning of enterprise resources”. This program is becoming a specific enterprise strategy that will take into account management of different spheres: finance, human resources, assets, collaboration with partners, recording the detailed history of operations with customers [3]. It is significant to solve “dilemma of two P” – “Production-Protection”³ – more reasonable allocation of resources between safety and production development.

The systems Customer Relationship Management (CRM) of management of mutual relations with customers, that allow the enterprise to optimize business processes, are simultaneously implemented. The key component of the given approach is the special software to manage work, monitor customers’ actions and communication automation [4]. Partners and customers of the aircraft maintenance enterprise are, essentially, aircraft operators, relationships with which are of importance for flight safety.

The concept of the integrated system is not new. As far back as in 2007 the International Air Transport Association (IATA) introduced IASM abbreviation (Integrated Airline Management System) in its Guidance⁴. It is suggested to use ISMS abbreviation (Integrated Safety Management System) for the integrated system of aircraft enterprise safety management. Such a system must conceptually incorporate 8 constituents (fig. 1).



Fig. 1. Integrated Safety Management System

It is obvious that processing of miscellaneous data array will be required for this system functioning. Optimization of the procedures for collecting and first-time data processing is a crucial task and may be provided by means of multidimensional statistical methods, in particular, the method of the factor analysis principal components. The utilization of the method is shown on the example of implementing the integrated system of safety management in the aircraft maintenance enterprise.

² Conference "Information Cyber Security". Moscow, 2018.

³ Guidance about Flight Safety Management, 4th Edition // ICAO, 2018. 150 p.

⁴ Integrated Airline Management System for Air Transport Operation // IATA, Ed. 2007. 7 p.

RESEARCH METHODS AND METHODOLOGY

Approach to the formation of the safety level objectives and indexes in ISMS of aircraft maintenance enterprise

Among the listed above safety systems, the flight safety management system (SMS) have been comprehensively adopted by airlines and aerodrome operators, therefore, while developing ISMS it is advisable to rely on this experience. Various approaches, the principles of systems design and operation within the framework of ICAO ISMS, are given in a variety of works, for instance [5–8].

Relying on this experience, it is expedient to outline objectives primarily targeted at flight safety and quality on the first stage of ISMS development. For example, the following goals were declared in one of the aircraft maintenance enterprises:

- to reduce the number of all the types of aviation events through the personnel's fault by 50% at least, compared with the last year's indexes;
- to reduce the number of irregularities while conducting maintenance and components repair by 20%, compared with the last year's indexes;
- to reduce the number of claims from customers by 15%, compared with the last year's indexes;
- to reduce the number of detected discrepancies in the course of external audits by 10%, compared with the last year's indexes;
- to monitor ISMS effectiveness by means of audits and monthly control of the indexes as well as by risks assessments- implementation of the program for safety guarantee;
- to guarantee conformance of the company's activity in line with the Russian and International Standards in the field of flight safety-implementation of the program for safety guarantee;
- to cultivate the culture of safety and develop the system of voluntary messages.

Further on, it is supposed to add the objectives referring to other ISMS constituents to the list.

On the basis of the objectives, the enterprise constructs indexes – Safety Performance Indicator (SPI), appropriate for SMART principles (Specific-Measurable-Achievable-Relevant Time bound) i.e. particular, measurable, achievable, reliable and time bound. It is relevant to the implementation of constituent 3 of ICAO ISMS conceptual framework “flight safety guarantee” (more correct term “confirmation of flight safety level” [9]).

Relative quantitative indexes are suggested as the top level SPI in the organization: Qae – aviation events; Qde – defects list; Qcl – claims from customers; Qaud – shortcomings during external audits. All the characteristics are calculated according to a single formula:

$$K = \frac{N}{n} \cdot 1000, \quad (1)$$

where N – number of aviation events, defects list, claims or discrepancies:

n – volume of conducted jobs in man-hours.

Asymptotic values of these indexes for the current year are defined.

The root of the problem while implementing ISMS in the aircraft maintenance enterprise is objectivity of the original information. It is difficult to reveal accurately various contraventions on the every process step, since capabilities of using means of objective supervision are limited. There is also an issue of incomplete coverage of production supervision. Another difficulty is associated with their classification and bringing into conformity with uniform standards and wordings for further processing.

The given technique is used in this enterprise. In order to achieve the goals to be sought, low level SPI (these SPI are called “factors of conditional risk”) for 11 aspects of activity are constantly calculated:

1. LEG-legal coverage;
2. SAL-planning and sales;
3. ORG-organization of production;
4. FIN-finance, accountancy;
5. DOC-technical and working documentation;
6. REC- records keeping and storage;
7. SCH- logistics support and warehousing;
8. STF-staff;
9. TLE-tools and equipment;
10. FAC-facilities;
11. ENV-environment.

Source data for calculations of these SPI comes from the following items:

- a defects list;
- representation of coupons;
- notes for reports of internal and external audits;
- results of conducted events investigations;
- compulsory and voluntary messages of employees.

The one-year monitoring diagram of such a “conditional risk” for the line of activity “DOC-technical and working documentation” is presented in Figure 2.

Targeted $K_{ц}$ and threshold levels $K_{п-1,2,3}$ are calculated on the basis of observations over the previous years in accordance with ICAO SMM recommended guideline, 4th ed., 2018.

$$K_{Cp} = \frac{\sum_{i=1}^n K_R}{n}; K_{ц} = 0,95K_{Cp}$$

$$K_{п-1} = K_{ц} + \sigma; K_{п-2} = K_{ц} + 2\sigma; K_{п-3} = K_{ц} + 3\sigma;$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (K_{Cp} - K_i)^2}{n-1}}.$$

Within the analysis of each aspect of activity a list of factors contributing to hazard, such as characteristics of response or lack of response, circumstances, conditions or their combination, that have an effect on flight safety, work efficiency and quality, conditions of employment, was drawn up.

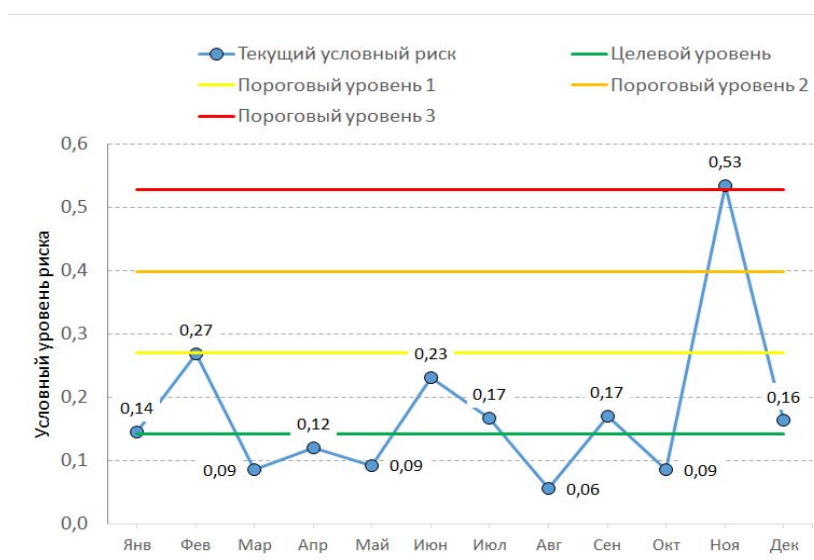


Fig. 2. Level 2 SPI monitoring (“conditional risk”) for DOC activity aspect

The lists of factors contributing to hazard were itemized on the basis of the expert survey on the appropriate branches of activity. The number of factors contributing to hazard concerning the aspects in the formed lists varies from 5 to 48. An actual task to optimize these lists exists.

Optimization of the hazard factors list

In order to solve this problem it is proposed to employ the method of the factor analysis principal components.

The purpose of the principal components method [10] is to reduce the number of components for the random vector of the organisation state (in terms of reducing its space dimension), that can be possible without substantial data loss about the system under study contained in the given observations.

The problem is formulated as follows: using materials of n observations one should replace a set of m hazard factors of Z source data for a smaller number $k < m$ of standardized orthogonal factors or constituents presenting themselves the most essential latent factors.

The matrixing model of the component analysis is suggested as:

$$Z = W \cdot F,$$

where $Z = (Z_1, Z_2 \dots Z_n)$ – random standardized vector of original source data;

$F = (F_1, F_2 \dots F_n)$ – vector of factors;

W – matrix of factor loads.

W matrix is calculated from the matrix eigenvalues and eigenvectors of correlation matrix of R source data from the relation:

$$R = W \cdot W^T.$$

Based on research to employ this method in the aviation sphere let us note the paper [11], which considers the issues of prognostics and prevention of aviation occurrences, using an array of data. The factor analysis is utilized in conjunction with the method of Bayesian network of credit. More than 60 types of aviation occurrences are considered. The step prognostics detailed methodology on the different stages of flight is given. The approach is distinctly notable from prognostics by means of trends related with “background data“. It allows us to take into account the system deficiencies. However, an attempt to solve such a global task can be faced with a problem of a sufficient amount of source data.

The paper [12] gives a practical illustration of using the factor analysis to process the results of the safety and quality audit in the aircraft maintenance enterprise. The given approach can be utilized for solving the assigned task as well.

The practical implementation of the method is proposed using the example of actual data of the same aircraft maintenance enterprise. A software package “STATISTICA-7”, its description in the Guidance [13] as well as the methodology of the practical application of the factor analysis from the electronic book [14] is used.

Source data are monthly – recorded of 16 hazard factors manifestations with respect to the activity aspect of STF-Staff and volume of work in man-hours over the period of January 2018 – March 2021 (39 values). Thereupon, relative indexes for each hazard factor per each month are calculated as:

$$X_{ij} = \frac{N_{ij}}{n}, \quad (2)$$

where:

N_{ij} – the number of factors contributing to hazard manifestations;
n – volume of work in man-hours per month, $i = \overline{1, 16}$; $j = \overline{1, 39}$.

Table 1 illustrates the source data fragment.

Table 1

Source data table fragment

№ п/п	Hazard factors		Variable designation in STATISTICA	2018					
				January		February		March	
				N_{ij}	X_{ij}	N_{ij}	X_{ij}	N_{ij}	X_{ij}
				j = 1		j = 2		j = 3	
1	STF08.13	Violation of the technology when conducting work, failure to comply with operational and technical documentation	S-13	1	1,9E-05	2	4,3E-05	0	0,0E+00
2	STF08.03	Errors when conducting maintenance work	S-03	0	0,0E+00	1	2,1E-05	2	3,8E-05
3	STF08.15	Erroneous use of MEL category	S-15	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
4	STF08.30	Loss of tools/equipment during maintenance	S-30	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
5	STF08.47	Absence of or incompletely conducted check/inspection	S-47	0	0,0E+00	2	4,3E-05	1	1,9E-05
6	STF08.31	Breakage or damage to tools/equipment during maintenance	S-31	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
7	STF08.17	Violation of the technology of components replacement	S-17	1	1,9E-05	0	0,0E+00	0	0,0E+00
8	STF08.28	Damage to the component during maintenance	S-28	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
9	STF08.25	Use of unauthorized tools/equipment during maintenance	S-25	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
10	STF08.08	Lack of personnel of the appropriate category to accomplish a task	S-08	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
11	STF08.05	Authorization of not certified personnel to conduct work	S-05	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
12	STF08.24	Use of faulty tools/equipment during maintenance	S-24	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
13	STF08.38	Notes to isolate a fault in case of repeated failure	S-38	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
14	STF08.12	Flight delay/cancellation through personnel's fault	S-12	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00

Continuation of Table 1

15	STF08.16	Improper fault isolation	S-16	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
16	STF08.26	Damage to an aircraft during maintenance	S-26	0	0,0E+00	0	0,0E+00	0	0,0E+00
Tj Volume of conducted works (man-hours)				52163	46829	53070			

You can see that the big number of zero values for variables is the feature of data array. It led to the exclusion of two variables of S-24 and S-38 while building “STATISTICA” correlation matrix (the first stage of the analysis).

The stated below analysis is fulfilled for the 14th-dimensional vector. The problem is to reduce its dimension without a substantial loss of variability.

The plot of eigenvalues of the principal components is shown in Figure 3.

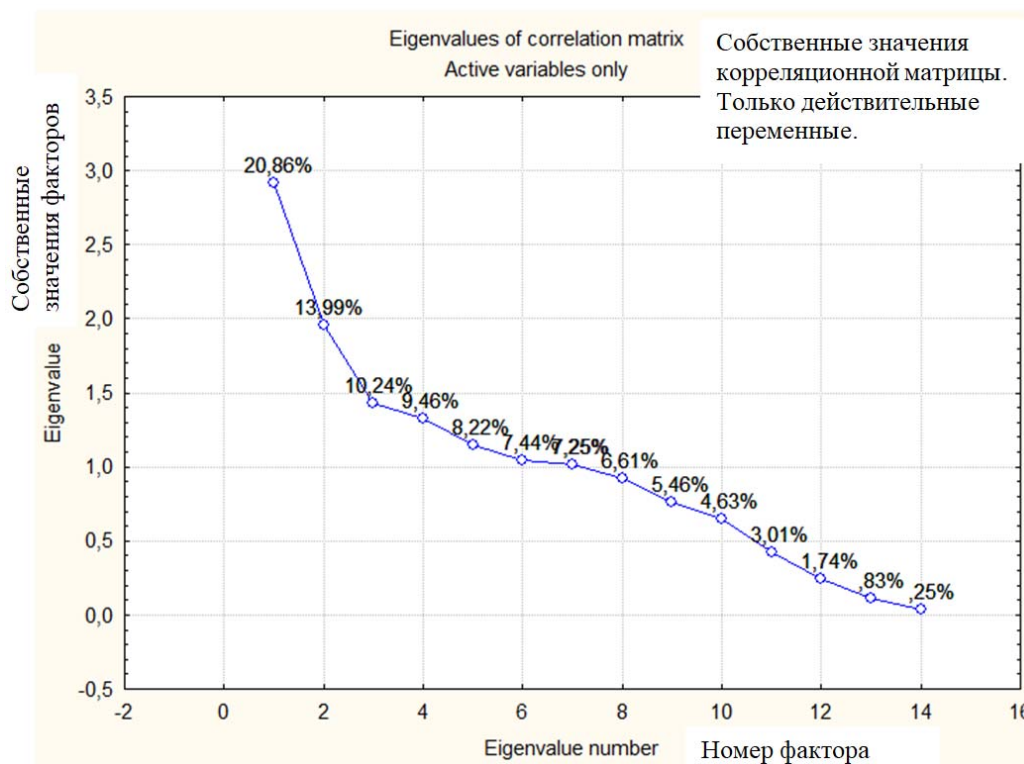


Fig. 3. Plot of eigenvalues factors

In order to define how many factors to leave for the further analysis, let us use the most general recommendation from [14]: to retain those whose eigenvalues exceed 1. Such factors are 7. It means that if the factor does not separate out variance equivalent, at least, to the single variable variance, in this case it is omitted. As indicated in Figure 4, almost 77,5% of total variance of the original 14th-dimensional vector is concentrated in 7 principal components.

Eigenvalues (Исх. Данные.sta) Extraction: Principal components				
Value	Eigenvalue	% Total variance	Cumulative Eigenvalue	Cumulative %
1	2,920118	20,85798	2,92012	20,85798
2	1,958175	13,98697	4,87829	34,84495
3	1,433330	10,23807	6,31162	45,08302
4	1,325039	9,46456	7,63666	54,54758
5	1,151486	8,22490	8,78815	62,77248
6	1,041816	7,44154	9,82996	70,21403
7	1,015643	7,25460	10,84561	77,46862

Fig. 4. Eigenvalues and total variances of 7 principal components

For the further analysis let us select the method of the coordinate system rotation providing the highest level of consistency of the source factors and principal components. As is known, the principal components method allows us to execute the “selection” of the orthogonal coordinates systems in space of any dimension. It is recommended to select a particular position of the axes-coefficients under which the biggest number of source vectors projections close to zero or one unit (“simple” structure of loads) [14] is achieved.

In this case the method, maximizing variance of source “raw” data Varimax Raw”, is selected from 8 variants of rotation specified in the program “STATISTICA”. The obtained distribution of factor loads on the principal components is shown in Figure 5.

Factor Loadings (Varimax raw) (Исх. Данные.sta) Extraction: Principal components (Marked loadings are >.700000)							
Variable	Factor 1	Factor 2	Factor 3	Factor 4	Factor 5	Factor 6	Factor 7
S-13	0,109605	0,887940	0,047610	-0,211459	-0,138353	-0,058971	0,036501
S-03	-0,235159	0,523980	0,138399	0,179342	0,354844	0,368195	-0,131168
S-15	0,893259	0,003808	0,058886	0,032772	-0,029996	0,042145	0,007321
S-30	0,457584	0,029991	0,701571	-0,219675	-0,065543	-0,019569	-0,114114
S-47	-0,127636	0,080004	-0,156928	-0,756652	-0,020604	-0,012230	0,252898
S-31	-0,067700	-0,098872	0,793418	0,250920	0,084698	0,069656	0,193334
S-17	0,522664	0,296415	0,298743	-0,048896	-0,526527	-0,129953	-0,051541
S-28	0,963303	0,030204	0,107269	0,000539	-0,095618	-0,011438	0,009592
S-25	-0,002915	-0,094367	-0,068198	0,091227	-0,826097	0,153985	0,027559
S-08	0,667438	-0,209596	-0,387997	0,201760	0,287683	0,097965	0,133379
S-05	-0,038868	-0,023545	-0,057451	0,065036	0,013155	0,007237	-0,932741
S-12	-0,050111	-0,027518	-0,016102	0,039740	0,080540	-0,934909	0,000347
S-16	0,000622	-0,119594	0,107228	-0,654015	0,184577	0,122079	-0,156354
S-26	-0,075844	0,822987	-0,145146	0,222641	0,164351	0,087663	0,022567
Expl.Var	2,751868	1,914615	1,463300	1,296227	1,277161	1,093227	1,049209
Prp.Totl	0,196562	0,136758	0,104521	0,092588	0,091226	0,078088	0,074943

Fig. 5. Distribution of factor loads on the principal components

Factor loads are the values of the correlation coefficients for each of the variables with each of the identified principal factors. Accordingly, if factor load exceeds 0.7, it illustrates that this variable is closely related with the factor under consideration. The plot in Figure 6 shows aggregation of source variables with regard to two first components what makes the analysis easier [15].

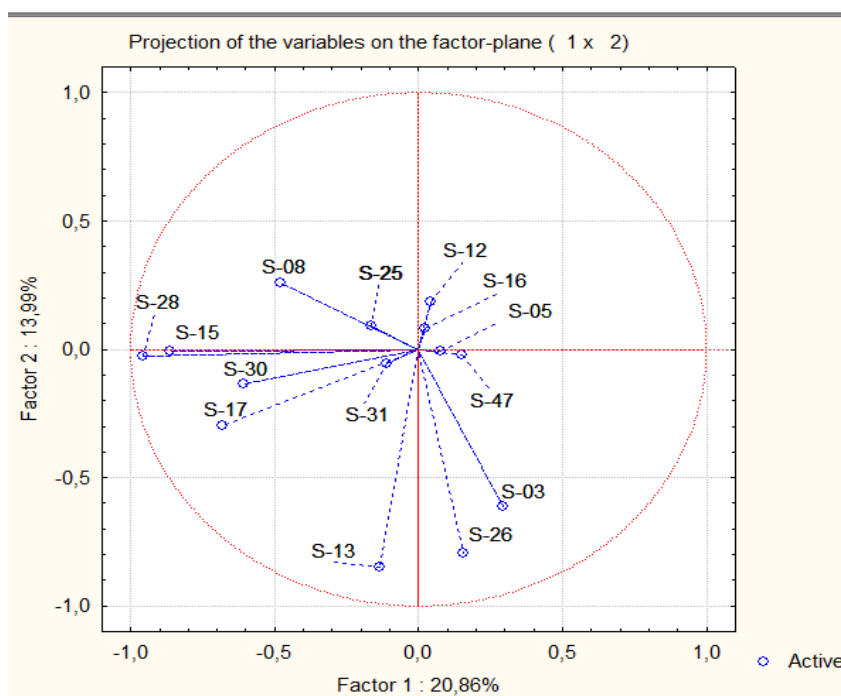


Fig. 6. Projection of the source variables on F₁-F₂ factor plane

RESULTS AND DISCUSSION

The interpretation of the obtained results for application of the principal components method under actual data can be the following.

The principal factor F₁ accounts for 20% of all the loads. Source variables correlate with it to the greatest extent:

S-15 Erroneous use of MEL category;

S-28 Damage to a component when conducting maintenance;

S-08 Lack of personnel of the appropriate category to carry out the mission.

So, factor F₁ can be interpreted as “Erroneous decisions and damage to components due to shortage of qualified specialists”.

Factor F₂ takes over loads of the variables:

S-13 Violation of the technology when conducting work, failure to comply with operational and technical documentation;

S-26 Damage to an aircraft when conducting maintenance.

Accordingly, factor F₂ can be characterized as “Deviations from the technology and operational and technical documentation requirements causing aircraft damage”.

The variables are linked with Factor F₃:

S-30 Loss of instruments/equipment during maintenance (including leaving the instrument in aircraft, engine operation area);

S-31 Breakage or damage to tools/equipment during maintenance.

Factor F₃ can be reasonably called “Lack of skills to use tools and equipment”.

Factor F₄ has substantial variables loads:

S-47 Absence of or incompletely conducted check/inspection;

S-16 The poor-quality troubleshooting.

Accordingly, the name “Deficiencies while arranging and conducting the supervision of work” is assigned to factor F₄ [16, 17].

New factors F_5 , F_6 and F_7 have critical loads merely from one variable (single factor contributing to hazard), so their names will conform to these variables as follows:

F_5 – “ Usage of not authorized tools/equipment during maintenance”;

F_6 – “Flight delay/cancellation through the fault of personnel”;

F_7 – “Authorization of not certified personnel to work”.

Thus, the obtained result can be used by ISMS developers to make grounded decisions in order to minimize the original list of factors contributing to hazard concerning the given aspect of activity. It will allow us to considerably facilitate data collection and processing with insignificant loss of their informational value.

Furthermore, revealed amplified factors illustrate availability of hidden causes of hazard factor manifestations what will contribute to development of effective measures to mitigate the risk.

CONCLUSION

Development of the integrated system of safety management (ISMS) for the aircraft maintenance enterprise is a crucial task. In conjunction with the customary constituents (SMS, QMS, SAS, management systems of environment, information, manufacture safety), the management systems that have been developed further lately, such as CRM and ERP, should be integrated into ISMS.

On the first stage it is expedient to take advantage of the SMS, QMS development experience. In order to attain objectives to be sought in the safety sphere, data collection about hazard factor manifestations in the responsive and proactive modes with respect to every aspect of activity, assessment of related risks and development of corrective actions must be arranged in the enterprise.

As the experience showed, the list of such factors contributing to hazard may be redundant, what hinders data collection, processing and analysis.

On the basis of the stated above data of the aircraft maintenance enterprise it is shown that the method of the factor analysis principal components can be employed to optimize the mentioned lists.

Application of the principal components method reveals more general factors contributing to hazard, providing an expert analyst with supplementary, scientifically-grounded data about enterprise safety. Reduction of model dimension enables us to concentrate every effort on prevention of principal and hidden factors impact. It facilitates to distribute more efficiently resources allocated to maintain aircraft airworthiness within the framework of enterprise ISMS.

It should be noted that application of the factor analysis and other innovative data analysis methods does not replace but adds routine work to ensure aircraft maintenance quality and safety.

REFERENCES

1. **Makhutov, N.A., Pulikovskiy, K.B., Shoigu, S.K. and other.** (2008). *Bezopasnost Rossii. Pravovyye sotsialno-ekonomicheskiye i nauchno-tehnicheskiye aspekty. Analiz riskov i upravleniye bezopasnostyu: Monografiya* [Safety of Russia. Legal socio-economic scientific and technical aspects. Risk analysis and security management: Monograph]. Moscow: MGF "Znaniye" im. akademika K.V. Frolova, 527 p. (in Russian)
2. **Leveson, N.G.** (2011). *Engineering a safer world. Systems thinking applied to safety*. London, The MIT Press, 560 p.
3. **Mabert, V.A. and Watts, C.A.** (2005). *Enterprise applications: building best-of-breed systems*. In book: Strategic ERP. Extension and use. Stanford: Stanford University Press, chapter 4, p. 52–70.
4. **Zamil, A.M.** (2011). *Customer relationship management: a strategy to sustain the organization's name and products in the customers' minds*. European Journal of Social Sciences, vol. 22, no. 3, p. 451–459.

5. **Lushkin, A.M.** (2017). *Typical safety management system of an operator in the Russian Federation*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 1, p. 8–16. (in Russian)
6. **Nisula, J.** (2010). *The ARMS methodology for operational risk assessment in aviation organisations*. SKYbrary, 67 p. Available at: <https://www.skybrary.aero/bookshelf/books/1141.pdf> (accessed: 01.03.2021).
7. **Sharov, V.D., Vorobyov, V.V. and Zatuchny, D.A.** (2021). *Risk management methods in the aviation enterprise*. Springer Singapore, 214 p. DOI: 10.1007/978-981-33-6017-4
8. **Tolstykh, S.A. and Sharov, V.D.** (2018). *Method of SMS basic elements development for the aerodrome operator*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 4, p. 29–38. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-29-38 (in Russian)
9. **Sharov, V.D., Eliseev, B.P. and Vorobyov, V.V.** (2019). *Analysis of deficiencies in the procedures for the risk management of safety in the ICAO documents*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, p. 49–61. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-49-61 (in Russian)
10. **Jolliffe, I.T.** (2002). *Principal component analysis*. New York, Springer, 488 p. DOI: 10.1007/b98835
11. **Xiaomei, N., Huawei, W., Changchang, C., Jiyu, H. and Zhongdong, S.** (2019). *Civil aviation safety evaluation based on deep belief network and principal component analysis*. Safety Science, vol. 112, p. 90–95. DOI: 10.1016/j.ssci.2018.10.012
12. **Sharov, V.D., Vorob'ev, V.V., Nikolaikin, N.I., Kuznetsov, V.L. and Tolstykh S.A.** (2020). *Methodology for estimating the safety and quality of the aviation service provider activities using the principal component analysis*. Russian Aeronaut, vol. 63, no. 4, p. 575–585. DOI: 10.3103/S1068799820040030
13. **Borovikov, V.P.** (2003). *STATISTICA. Искусство анализа данных на компьютере. Для профессионалов* [The art of computer data analysis. For professionals]. 2nd ed. (+ CD). St. Petersburg: Piter, 700 p. (in Russian)
14. **Glendon, A.I., Clarke, S.G. and Mckenna, E.F.** (2006). *Human safety and risk management*. 2nd ed. Florida, CRC Press, 528 p. DOI: 10.1201/9781420004687
15. **Kuklev, E.A.** (2007). *Automisation of technological processes of risk's control in the flight safety system*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, vol. 122, p. 37–44. (in Russian)
16. **Wang, Y.C.** (2018). *Prediction of engine failure time using principal component analyses, categorical regression tree and back propagation network*. Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing. DOI: 10.1007/s12652-018-0997-7 (accessed: 03.03.2021).
17. **Voicu, I., Panaitescu, F.V., Panaitescu, M., Dumitrescu, L.G. and Turof, M.** (2018). *Risk management with bowtie diagrams*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 400, issue 8, 6 p. DOI: 10.1088/1757-899X/400/8/082021 (accessed: 03.03.2021).

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Nikita V. Aseev, Post-Graduate Student of the Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, nikitavasilevich.a@gmail.com.

Valeriy D. Sharov, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.sharov@mstuca.aero.

ПРИМЕНЕНИЕ МНОГОМЕРНОГО СТАТИСТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПРИ РАЗРАБОТКЕ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ В ОРГАНИЗАЦИИ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Н.В. АСЕЕВ¹, В.Д. ШАРОВ¹

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

Современные авиационные предприятия являются владельцами множества рисков, связанных с осуществлением их деятельности. На данный момент существуют различные системы управления, такие как система менеджмента качества (СМК), система управления безопасностью полетов (СУБП) и подобные, в которых описываются все возможные риски для предприятия. Проблема синхронизации и единства этих систем в рамках комплексного анализа управления изменениями и осуществления производственной деятельности является нерешенной до сих пор. Для решения этой задачи в статье предполагается использовать интегрированную систему управления безопасностью (ISMS). При разработке ISMS в организации по техническому обслуживанию воздушных судов (ТО ВС), объединяющей системы управления безопасностью полетов, качеством, авиационной, информационной, экологической безопасностью и другие системы, эта организация сталкивается с проблемой избыточности и дублирования информации о проявлениях факторов опасности в различных аспектах ее деятельности. Это может затруднить сбор и обработку данных и принятие корректирующих/предупреждающих мероприятий. Задача по обоснованному сокращению исходного перечня факторов опасности может рассматриваться как задача снижения размерности модели деятельности предприятия, которая может быть решена с помощью метода главных компонент факторного анализа. Кроме того, применение метода главных компонент обеспечивает эксперта-аналитика дополнительными, научно обоснованными данными о качестве работы и позволяет прогнозировать тенденции. В статье на реальных данных организации по техническому обслуживанию воздушных судов показана применимость метода для оптимизации перечня проявлений факторов опасности по одному из аспектов деятельности организации.

Ключевые слова: интегрированная система управления, безопасность полетов, фактор опасности, метод главных компонент, снижение размерности модели, объединение систем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Махутов Н.А., Пуликовский К.Б., Шойгу С.К. и др. Безопасность России. Правовые социально-экономические и научно-технические аспекты. Анализ рисков и управление безопасностью: монография. М.: МГФ «Знание» им. ак. К.В. Фролова, 2008. 527 с.
2. Leveson N.G. Engineering a safer world. Systems thinking applied to safety. London: The MIT Press, 2011. 560 p.
3. Mabert V.A., Watts C.A. Enterprise applications: building best-of-breed systems // Strategic ERP. Extension and use. Stanford: Stanford University Press, 2005. Chapter 4. P. 52–70.
4. Zamil A.M. Customer relationship management: a strategy to sustain the organization's name and products in the customers' minds // European Journal of Social Sciences. 2011. Vol. 22, no. 3. P. 451–459.
5. Лушкин А.М. Типовая система управления безопасностью полетов эксплуатанта воздушных судов России // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 8–16.
6. Nisula J. The ARMS methodology for operational risk assessment in aviation organisations [Электронный ресурс] // SKYbrary. 2010. 67 p. URL: <https://www.skybrary.aero/bookshelf/books/1141.pdf> (дата обращения: 01.03.2021).
7. Sharov V.D., Vorobyov V.V., Zatuchny D.A. Risk management methods in the aviation enterprise. Singapore: Springer, 2021. 214 p. DOI: 10.1007/978-981-33-6017-4

8. Толстых С.А., Шаров В.Д. Метод разработки основных элементов СУБП оператора аэродрома // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 4. С. 29–38. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-29-38

9. Шаров В.Д., Елисеев Б.П., Воробьев В.В. Анализ недостатков в описании процедур управления риском безопасности полетов в документах ИКАО // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 49–61. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-49-61

10. Jolliffe I.T. Principal component analysis. New York: Springer, 2002. 488 p. DOI: 10.1007/b98835

11. Xiaomei Ni. Civil aviation safety evaluation based on deep belief network and principal component analysis / N. Xiaomei, W. Huawei, C. Changchang, H. Jiyu, S. Zhongdong // Safety Science. 2019. Vol. 112. P. 90–95. DOI: 10.1016/j.ssci.2018.10.012

12. Sharov V.D. Methodology for estimating the safety and quality of the aviation service provider activities using the principal component analysis / V.D. Sharov, V.V. Vorob'ev, N.I. Nikolaikin, V.L. Kuznetsov, S.A. Tolstykh // Russian Aeronaut. 2020. Vol. 63, no. 4. P. 575–585. DOI: 10.3103/S1068799820040030

13. Боровиков В.П. STATISTICA. Искусство анализа данных на компьютере. Для профессионалов. 2-е изд. (+CD). СПб: Питер, 2003. 700 с.

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. Куклев Е.А. Автоматизированная система мониторинга и контроля полетов воздушных судов по критерию приемлемого риска на основе управления базами данных // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. Т. 122. С. 37–44.

16. Wang Y.C. Prediction of engine failure time using principal component analyses, categorical regression tree and back propagation network [Электронный ресурс]. Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing. 2018. DOI: 10.1007/s12652-018-0997-7 (дата обращения: 03.03.2021).

17. Voicu I. Risk management with bowtie diagrams / I. Voicu, F.V. Panaitescu, M. Panaitescu, L.G. Dumitrescu, M. Tufof [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 400, iss. 8. 6 p. DOI: 10.1088/1757-899X/400/8/082021 (дата обращения: 03.03.2021).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Асеев Никита Васильевич, аспирант кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, nikitavasilevich.a@gmail.com.

Шаров Валерий Дмитриевич, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, v.sharov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию
Принята в печать

18.05.2021
21.09.2021

Received
Accepted for publication

18.05.2021
21.09.2021

УДК 621.89+665.6

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-21-31

ТЕХНОЛОГИЯ БЛОКЧЕЙН В СМАРТ-КОНТРАКТАХ НА ЗАПРАВКУ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

В.В. ГОРДЕЕВ¹, О.В. ГРОМОВ², В.К. ГРОМОВ², Г.И. ЛИТИНСКИЙ²,
В.М. САМОЙЛЕНКО²

¹ООО «Туполев Сервис», г. Жуковский, Россия

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

В процессе осуществления воздушных перевозок происходит обмен большим количеством информации, играющей важную роль в своевременной организации и обеспечении полетов воздушных судов. Работа любой авиакомпании и аэропорта состоит из множества процессов, в которых задействовано большое количество участников. Одним из таких вопросов является своевременное обеспечение заправки воздушного судна авиатопливом. Применение технологии блокчейн позволяет своевременно обработать заявку авиакомпании на заправку воздушного судна, произвести оплату и обмен отчетными документами между авиакомпанией и топливозаправочным комплексом. В работе даны основные определения элементов смарт-контрактов и их взаимосвязи на базе технологии блокчейн при выполнении учетно-расчетных операций за заправку воздушных судов. Статья посвящена комплексному исследованию применения технологии смарт-контрактов в системе заправки воздушных судов, в частности обмена учетно-расчетной документацией между авиакомпанией, топливозаправочными комплексами аэропортов гражданской авиации и банками. Целью научно-исследовательской работы является исследование применения технологии блокчейн в заправочных операциях воздушных судов. На основе анализа разработать схему применения технологии смарт-контракта при заправке воздушных судов, позволяющей сократить объем учетно-расчетных операций и повысить эффективность работы объектов и субъектов заправочного процесса. В работе представлена цепь прохождения информации и трансформации блокчейна от выполнения заправочных операций до исполнения банковских операций и оплаты авиатоплива и сопутствующих услуг по заправке воздушных судов. Особое внимание уделено роли и месту средств заправки воздушных судов как ключевого элемента модуля автоматической сверки учетно-расчетных документов в формировании смарт-контракта. На основании проведенного анализа применения технологии блокчейн предложена схема взаимодействия между авиакомпанией, топливозаправочным комплексом и банком. Применение предложенной схемы позволяет авиакомпании осуществлять расчет за заправку в момент заправки без трудоемких бухгалтерских операций и предоплаты за авиатопливо, тем самым сократить время расчетов.

Ключевые слова: смарт-контракт, блокчейн, топливозаправочный комплекс аэропорта, авиакомпания, экипаж, банк, транзакции, трансграничность, средства заправки воздушных судов, оракул, виртуализация данных, интернет вещей, валидатор, криптографическая защита информации, метаданные, кворумированный сигнал.

ВВЕДЕНИЕ

В данной работе предметом исследований является схема обеспечения авиатопливом в процессе заправки воздушных судов [1].

Цель исследования – разработать основы модели применения смарт-контрактов на базе технологии блокчейн в системе заправки воздушных судов.

В утвержденной в Российской Федерации «Стратегии развития информационного общества РФ на 2017–2030 годы»¹ [2] дано следующее определение цифровой экономики: «Цифровая экономика – это хозяйственная деятельность, в которой ключевым фактором производства являются данные в цифровом виде, обработка больших объемов и использование результатов анализа которых по сравнению с традиционными формами хозяйствования позволяют существенно повысить эффективность различных видов производства, технологий, оборудования,

¹ Указ Президента Российской Федерации от 09.05.2017 № 203 «Стратегии развития информационного общества в Российской Федерации на 2017–2030 годы». М.: Кремль, 2017. 27 с.

хранения, продажи, доставки товаров и услуг». Таким образом, основой цифровой экономики являются «Большие данные» (англ. Big Data) и их последующий анализ для получения информации для принятия решения, называемой «Умными данными» (англ. Smart Data)² [2]. Применение лучших практик по их сбору, интерпретации и использованию является направлением развития авиационной отрасли в XXI веке.

Специфика воздушных перевозок ежеминутно создает огромный массив информации, работа с которой уже ведется в рамках таких концепций, как виртуализация данных (англ. data virtualization), интернет вещей (англ. internet of things, IoT) и многих других [3]. Однако выбор внедряемых инноваций зависит от стоящих задач и того, насколько архаичным является текущий подход при осуществлении хозяйственной деятельности. В этом свете интерес представляют возможности технологии блокчейн как одной из форм цепей Маркова, потенциал которой обозначают в таких сферах, как отслеживание багажа и груза, подтверждение личности сотрудников и посетителей аэропорта, бронирование билетов, программ лояльности, учет и контроль технического обслуживания и заправок воздушных судов и машин наземных служб [4]. Как отмечает IATA (англ. International Air Transport Association) в своем исследовании в области блокчейна за 2018 год [5], наибольшим потенциалом данная технология обладает для таких процессов, как выставление счетов, сверка, расчет и бухгалтерский учет.

АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИИ БЛОКЧЕЙН И ВОЗМОЖНОГО ЕЕ ПРИМЕНЕНИЯ ПРИ ЗАПРАВКЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Технически *блокчейн* (англ. blockchain) – это база данных, которая представляет собой распределенный реестр с возможностью открытой проверки. С точки зрения бизнеса блокчейн – это обменная сеть для перемещения транзакций, стоимости, активов между равными партнерами, без помощи посредников. С юридической точки зрения блокчейн проверяет транзакции, заменяя (а точнее, делая ненужными) прежние контролирующие органы [6]. Таким образом, данная технология позволяет организациям оптимизировать бизнес-процессы, исключив посредников, в таких операциях как, например, выставление счетов при финансовых операциях. Важным элементом работы блокчейна является алгоритм взаимодействия сторон, выраженный в применении технологии смарт-контрактов.

Смарт-контракт (англ. smart contract) – это программа, которая выполняется исключительно как запрограммированное, без какой-либо возможности простоя, цензуры, мошенничества и вмешательства третьей стороны. Результат выполнения смарт-контракта отражает один из возможных вариантов заложенной в блокчейн логики взаимодействия между сторонами процесса [7].

Блокчейны и смарт-контракты не могут получать доступ к данным извне своей сети. Смарт-контрактам для выполнения заложенной в них бизнес-логики, конечно, требуются данные из внешнего мира, но они способны получить их только в форме электронных данных, называемых оракулами. *Оракул* (англ. oracle) – это первичный источник данных, который получает, подтверждает реальные события и отправляет эту информацию в смарт-контракт, вызывая изменения состояния в блокчейне. Оракулы снабжают смарт-контракты внешней информацией, которая может запускать заранее определенные действия смарт-контракта. Эти внешние данные поступают либо из программного обеспечения (приложений баз данных), либо из автоматизированных средств заправки воздушных судов или технологического оборудования (интернет вещей). Таким условием могут быть любые данные, например объем и время заправок, идентификационные данные или текущая цена топлива [8]. Примером оборудования, способного вы-

² Smart Data [Электронный ресурс] // OneRetarget справочник. URL: <https://oneretarget.com/ru/wiki/smart-data> (дата обращения: 23.06.2021).

ступать оракулом для передачи данных в блокчейн, может быть аэродромный топливозаправщик с криптографическим блоком первичных учетных операций, выполненным в свете требований Национального стандарта³ [9, 10].

Важнейшим участником сети блокчейна является *валидатор* – это узлы, которые берут на себя все основные задачи для поддержания работоспособности блокчейн-сети: безопасность, распределение данных и др. Под валидатором также понимается сторона, принимающая на себя обязательства по обеспечению отказоустойчивости и поддержки узлов сети и их сервисов [9].

Для правильного использования технологии блокчейн в процессе обеспечения заправки воздушных судов рассмотрим, что собой представляет данная технология и как правильно ее применить в настоящем процессе. По типам блокчейнов их можно разделить на два вида [10].

Публичный (открытый) блокчейн – эти блокчейны не имеют никаких ограничений для участников сети и валидатора. Главным преимуществом данного типа блокчейна является его неконтролируемость, что означает, что никто не будет иметь полного контроля над сетью.

Открытость блокчейна обеспечивает безопасность данных и помогает в неизменности записей. Все узлы, подключенные к этому общедоступному блокчейну, будут иметь равные полномочия, и, как следствие, общедоступный блокчейн станет полностью распределенным.

Частный (закрытый) блокчейн – данный блокчейн требует, чтобы участники были приглашены, прежде чем они смогут стать частью блокчейна. Здесь все транзакции видны только лицам, которые являются частью блокчейна. Эти типы блокчейнов централизованы и намного лучше контролируются, чем общедоступные блокчейны.

Поскольку эти блокчейны более централизованы, управлять ими и регулировать их может и одна сторона, и группа сторон. Такой блокчейн можно использовать в процессе обеспечения полетов воздушных судов авиатопливом и взаимного расчета между его участниками.

В частных блокчейнах, как правило, имеется официальный поставщик услуг, который может позаботиться о правах пользователя в случае, если какой-либо стороне требуется изменить полномочия на ходу. Закрытые блокчейны используются в частных организациях для хранения конфиденциальной информации об организации. Важной особенностью частных блокчейнов является простота последующих вносимых в работу сети изменений. Особенности рассмотренных типов блокчейнов приведены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Сравнительная таблица особенностей типов блокчейнов
Comparative table of the features of the blockchains types

Публичный (открытый) блокчейн	Частный (закрытый) блокчейн
<ul style="list-style-type: none">• Любой пользователь может читать, вносить записи, а также быть его участником.• Децентрализованы, ни одна из сторон не имеет полного контроля над сетью.• Данные не могут быть изменены после проверки в блокчейне	<ul style="list-style-type: none">• Существует сторона, отвечающая за предоставление доступа к сети нового участника блокчейна.• Имеют официального поставщика услуг.• Гибкие в разработке и использовании

Для целей применения блокчейна в наземных службах заправки самолетов подходящим выбором является использование частного блокчейна. Выбор основан на учете двух специфических требований аэропортов:

³ ГОСТ Р 34.13-2015 Криптографическая защита информации. М.: Стандартиформ, 2015. 38 с.

1) требования к конфиденциальности и защите информации, которой обмениваются стороны. Таким образом, информация, записанная в блокчейне, может быть доступна только утвержденным участникам сети;

2) ввиду того что поставщиком блокчейна может быть только коммерческая компания, в ее обязанности будет входить валидация и другие способы поддержки сети, что делает блокчейн централизованным, но простым в разработке.

Выбор частного централизованного блокчейна позволит внедрить его в практику топливозаправочных компаний и авиакомпаний с соблюдением юридических правил и стандартов информационной безопасности.

Наиболее перспективной сферой применения блокчейна в обозначенной теме является повышение эффективности финансовых взаиморасчетов между всеми сторонами, участвующими в процессе заправки воздушного судна.

Обозначим стороны, взаимодействующие в процессе:

- авиакомпания – заказчик заправки воздушного судна, имеет обязательства заказать и произвести оплату оказанной услуги;
- топливозаправочная компания (ТЗК) – отвечает за исполнение обязательства по заправке воздушного судна;
- банк – ответственная сторона за проведение финансовых транзакций между авиакомпанией и ТЗК.

Для имплементации блокчейна взаимодействующие стороны должны разработать правовые рамки, включающие в себя общий для всех участников набор юридических соглашений, обозначающий роли и порядок взаимодействия друг с другом в рамках блокчейна. Также стороны должны выбрать валидатора – организацию, предоставляющую техническую поддержку по процессу работы с блокчейном. Разработка правовых рамок между участниками должна учитывать требования федеральных законов^{4,5,6}, а также особенности организации смарт-контрактов⁷ [11].

Авторами проведен анализ [12–20] возможного применения технологии блокчейн при авиатопливообеспечении воздушных судов и предлагается новая схема взаимодействия участников с блокчейном с учетом уже имеющихся цифровых платформ участников (рис. 1), что является новым подходом к применению технологии блокчейн при заправке воздушных судов (ВС). Предложенная «Газпромнефть-Аэро» модель взаимодействия участников является вновь создаваемой, хотя она и прошла испытания, но не получила дальнейшего развития.

Рассмотрим шаги участников процесса обеспечения полетов воздушных судов авиатопливом.

1. *Авиакомпания* резервирует денежные средства на счету банка – участника правовых отношений. Подает предварительную заявку на обеспечение топливом для выполнения рейсов. Для обеспечения последующей повышенной скорости перевода средств ТЗК должна иметь расчетный счет в том же банке-участнике или резервировать денежные средства на корреспондентском счете для оплаты услуг по заправке воздушных судов.

2. *Экипаж* принадлежащего авиакомпании воздушного судна перед осуществлением рейса выполняет окончательный расчет потребного количества топлива, делает заявку на окон-

⁴ Федеральный закон от 27 июля 2006 года № 149-ФЗ «Об информации, информационных технологиях и о защите информации». М.: Кремль, 2006. 59 с.

⁵ Федеральный закон от 31 июля 2020 г. № 259-ФЗ «О цифровых финансовых активах, цифровой валюте и о внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации». М.: Кремль, 2020. 37 с.

⁶ Федеральный закон от 18.03.2019 № 34-ФЗ «О внесении изменений в части первую, вторую и статью 1124 части третьей ГК РФ». М.: Кремль, 2020. 7 с.

⁷ Блокчейн: определение, блоки транзакций и применение вне сферы криптовалют // hr-portal.ru. URL: hr-ortal.ru/varticle/blokcheynopredelenie-bloki-tranzakciy-i-primenenie-vne-sfery-kriptovalyut (дата обращения: 23.06.2021).

чательную заправку необходимым объемом топлива для выполнения рейса, данные через аэропорт отправляются в службу заправки ТЗК.

3. Экипаж выступает в качестве оракула со стороны авиакомпании и дублирует переданные для ТЗК данные по окончательной заправке в блокчейн.

4. ТЗК, получив от авиакомпании и экипажа заявку на заправку воздушного судна, производит планирование выделения топлива на заправку и назначает средство заправки для выполнения заправочных операций.

5. Средство заправки выполняет заправочную операцию, и посредством систем измерения фиксирует объем заправленного топлива, и, собрав необходимый массив данных по заправке воздушного судна с учетом возможной коррекций со стороны экипажа в качестве оракула, отправляет информацию в блокчейн для выполнения смарт-контракта.

Схема выполнения смарт-контракта участниками процесса авиатопливообеспечения воздушных судов представлена на рис. 1.

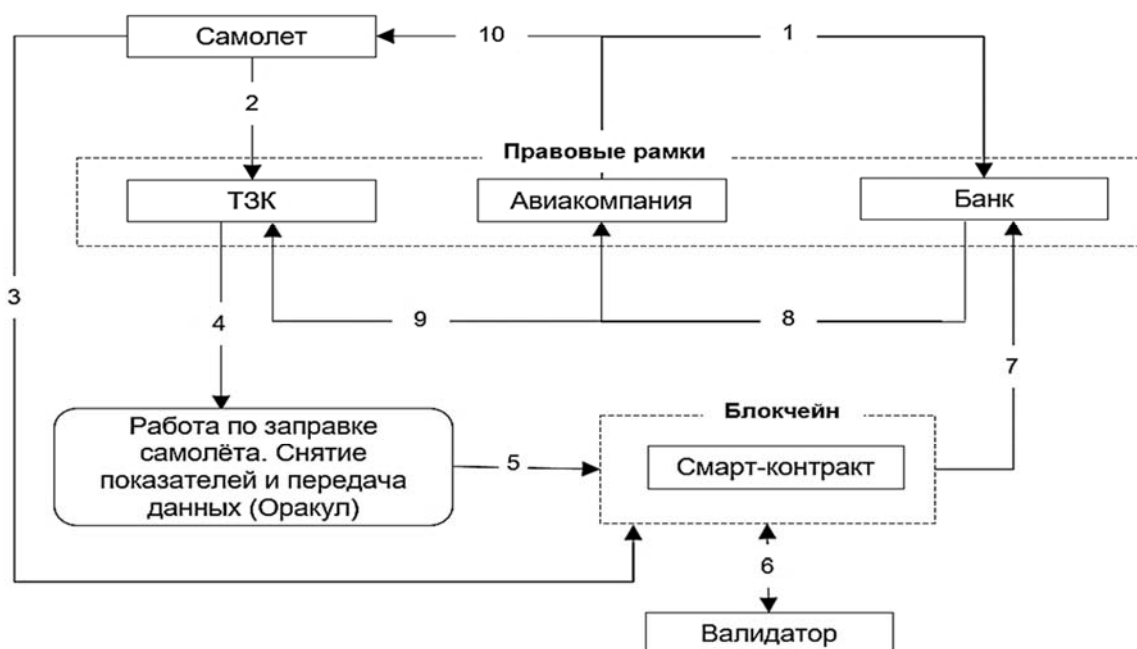


Рис. 1. Схема использования блокчейна в финансовом взаимодействии между сторонами – участниками заправки воздушных судов

Fig. 1. The scheme of using the blockchain in financial interaction between the parties involved in aircraft refueling

1. Валидатор производит техническую поддержку работы блокчейна.
2. Смарт-контракт – результатом выполнения смарт-контракта является информация об объеме заправленного топлива, которая становится доступна банку из блокчейна.
3. Банк в рамках правовых рамок автоматически рассчитывает сумму, которую необходимо списать со счета авиакомпании в счет оплаты услуги по заправке самолета и перечислить на счет ТЗК.
4. Банк уведомляет авиакомпанию о произведенной операции и отправляет бухгалтерские документы.
5. Банк уведомляет ТЗК о произведенной операции и отправляет бухгалтерские документы.
6. Авиакомпания передает информацию о совершившейся оплате по заправке воздушного судна ТЗК и экипажу.

Рассмотрим со стороны ТЗК, на базе каких платформ можно реализовать данную схему. Имеющийся сервер сбора и передачи данных (СС и ПД) взаимодействует с автоматизированными системами ТЗК путем обмена xml-файлами с помощью веб-сервисов. Взаимодействие осуществляется со следующими автоматизированными системами.

1. Автоматизированная система учетных операций (АСУО), разработанная на базе 1С, принимает расходные ордера от топливозаправщика (ТЗА) о произведенных заправках ВС, а также со склада ТЗК о количестве принятого и выданного на заправку авиатоплива. Это позволяет сводить баланс авиатоплива в режиме реального времени.

2. В систему «Аэродромная логистика» от ТЗА в режиме реального времени поступают данные о текущем состоянии заправщика (все этапы заправки ВС от получения задания до отъезда от ВС, налив, выдача на сторону, промывка фильтроэлементов, неисправность ТЗА и т. п.). От логистики ТЗА получает задание на заправку ВС с указанием всех данных о ВС и количества заказанного топлива.

Логистика связана с автоматизированной системой (АС) аэропорта, откуда она получает сведения о воздушном судне в режиме реального времени, с системой «Скаут» (информация о местоположении ТЗА). В логистике отслеживается, какие ВС нужно заправлять по долгосрочным договорам.

Логистика производит информационный обмен с авиакомпаниями. Авиакомпания заказывает топливо, а далее в реальном времени может отслеживать состояние ТЗА, назначенного для заправки ВС. Логистика имеет мобильный интерфейс, с помощью которого командир ВС также может отслеживать состояние назначенного ему ТЗА.

3. Из АС «Кадры» ТЗА получает списки допущенных к работе с ТЗА пользователей и соответствующих им прав.

Как итог командир воздушного судна (КВС) с планшета, подключенного к «Аэродромной логистике», заказывает заправку ВС. Заказ проверяется с участием банка, банк блокирует у авиакомпании средства, необходимые для заправки ВС. После проверки и блокировки на ТЗА поступает задание на заправку. После заправки КВС под крылом подписывает расходный ордер (и подтверждает операцию с планшета), расходный ордер отправляется в Аэродромную логистику, та также подтверждает операцию банку, и деньги за отгруженное топливо немедленно переводятся на счет ТЗК.

Предлагаемая авторами схема взаимодействия участников выполнения смарт-контракта опирается на имеющиеся у участников автоматизированные системы, что позволяет повысить эффективность такого взаимодействия и является новым подходом к реализации смарт-контракта.

Таким образом, анализ технологии блокчейн показывает, что ее использование позволяет сделать цепочку операций по заправке ВС и проведение расчета за ее выполнение быстрой, доступной для проверки с полной информацией о транзакциях всех участников и прозрачной. На этой основе авторами предлагается схема цифрового смарт-контракта, позволяющего проводить оплату за авиатопливо непосредственно в момент заправки и моментально формировать всю отчетность в электронном виде.

СХЕМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УЧАСТНИКОВ ПРОЦЕССА ЗАПРАВКИ ВС

Применение технологии блокчейн позволяет модернизировать технологический процесс заправки ВС. Одним из ключевых элементов по совершенствованию процесса заправки ВС является смарт-контракт. Однако надо иметь в виду, что для выполнения смарт-контракта необходимы данные минимум от трех источников, выступающих в статусе оракулами. Полученные от оракулов данные используются для определения успешности выполнения задания на заправку воздушного судна путем выработки кворумированного сигнала методом сравнения текущих значений, посту-

пающих от авиакомпании – средства заправки – сервера ТЗК [14, 15]. Если данные совпадают, смарт-контракт передает в банк информацию об оказании услуги по заправке воздушного судна. Если данные не совпадают, информация передается ТЗК для дозаправки самолета.

Основным типом данных, передаваемых сторонами для выполнения смарт-контракта, является объем требуемого топлива на заправку и фактически заправленный объем [16, 17]. Вместе с основными данными передается вспомогательная информация, не используемая для выполнения в смарт-контракте, но необходимая для всех участников правовых рамок: время запроса заправки и его фактического выполнения, стоимость заправленного топлива, номер рейса, название авиакомпании и ТЗК, а также прочие необходимые сторонам метаданные или данные, относящиеся к дополнительной информации о содержимом или объекте. Метаданные раскрывают сведения о признаках и свойствах, характеризующих какие-либо сущности, позволяющие автоматически искать их и управлять ими в больших информационных потоках [15].

Схему работы смарт-контракта относительно данных (рис. 2), получаемых от оракулов и последующей обработки, можно представить в следующем виде.

1. Экипаж самолета, выступающий в качестве оракула, с помощью предназначенного для отправки данных программного обеспечения передает в блокчейн информацию, с учетом сохранения информации [18], для выполнения смарт-контракта с указанием ожидаемого объема топлива к заправке [16, 17].

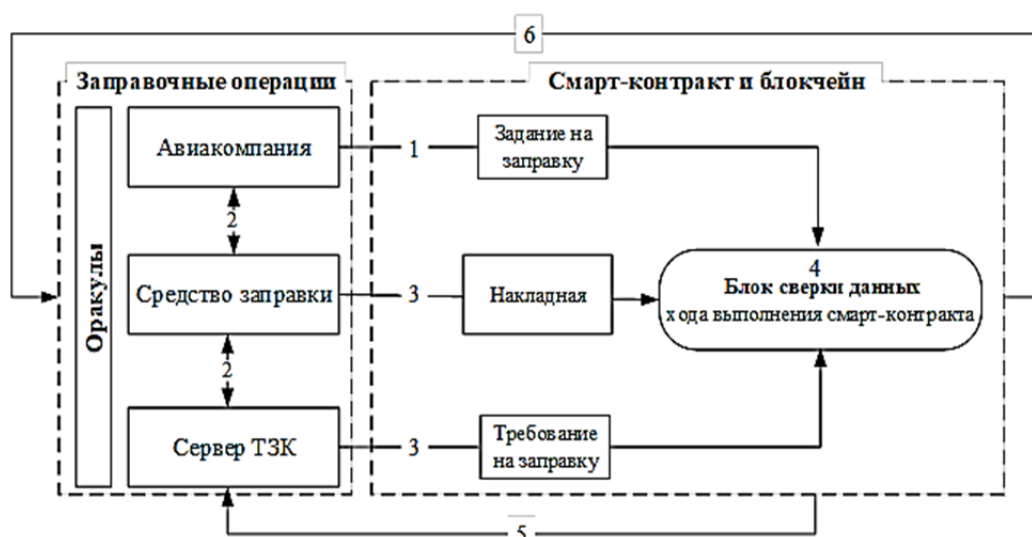


Рис. 2. Схема взаимодействия смарт-контракта в блокчейне
Fig. 2. The scheme of the smart contract interaction in the blockchain

2. Одновременно с отправкой данных в блокчейн начинается постоянный обмен данными между экипажем воздушного судна и сервером ТЗК о статусе заправки.

3. Данные по статусу заправки поступают с передающих устройств (оракулов) и собираются на центральном сервере ТЗК. После окончания заправки самолета данные отправляются в блокчейн для выполнения смарт-контракта.

4. Смарт-контракт сверяет данные, полученные от экипажа самолета, с данными фактической заправки, полученными от ТЗК.

5. Если в результате сверки данные в смарт-контракте не совпадают, информация об этом передается на сервер ТЗК для устранения причин несоответствия.

6. Если результат сверки данных в смарт-контракте произошел успешно, информация передается в банк для произведения оплаты ТЗК, об успешной заправке уведомляются все стороны правовых рамок и экипаж самолета.

Изменение подхода к финансовому взаимодействию между сторонами, участвующими в заправке воздушных судов по технологии блокчейн, имеет ряд преимуществ по сравнению с традиционным подходом.

Повышение скорости финансовых операций – скорость выплаты достигается за счет исключения необходимости выставлять счета на оплату, которые заменяет результат выполнения смарт-контрактов. Банк может осуществить перевод средств на счет ТЗК сразу после выполнения смарт-контрактов.

Простота масштабирования нового принципа финансового взаимодействия – число участников правовых рамок работы с блокчейном можно увеличивать за счет заключения дополнительных юридических соглашений. Блокчейн в свою очередь является единой архитектурой для интеграции участников правового режима, что избавляет от необходимости интеграции с множеством сторонних программных продуктов.

Единая база хранения информации – каждый из участников правовых рамок имеет доступ к централизованному месту хранения истории заправки самолетов. Поскольку для данной задачи рекомендовано использовать закрытый блокчейн, это делает информацию скрытой от участников, не включенных в правовые рамки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основываясь на результатах исследования, сделаем вывод, что применение блокчейна не является технологией, способной сделать революцию в работе ТЗК, но он позволяет использовать новый подход к уже существующим процессам и модернизировать их. Как следствие, предложенная авторами схема взаимодействия между участниками процесса заправки ВС на основе смарт-контракта позволяет снизить операционные расходы и повысить эффективность их взаимодействия, что является важным шагом к построению цифровой экономики.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Матвеев И.А.** Электронная экономика: сущность и этапы развития [Электронный ресурс] // Управление экономическими системами: электронный научный журнал. 2012. № 6 (42). С. 1–13. URL: <http://uecs.ru/uecs42-422012/item/1427-2012-06-29-06-02-49> (дата обращения: 23.06.2021).
2. **Eastep J.M.** Smart data structures: an online machine learning approach to multicore data structures [Электронный ресурс]. URL: <https://dspace.mit.edu/bitstream/handle/1721.1/65967/751867152-MIT.pdf?sequence=2> (дата обращения: 23.06.2021).
3. **Полешкина И.О., Васильева Н.В.** Технология blockchain как инструмент управления цепями поставок с участием воздушного транспорта // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 2. С. 72–86. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-72-86
4. **Poleshkina I.O.** Blockchain in air cargo: challenges of new World // MATEC Web Conf. The VII International Scientific and Practical Conference «Information Technologies and Management of Transport Systems» (ITMITS 2021). 2021. Vol. 341. DOI: 10.1051/matecconf/202134100021
5. **Благирев А.П., Хапаева Н.** Big data простым языком. М.: АСТ, 2019. 256 с.
6. **Талапина Э.В.** Применение блокчейна в государственном управлении: перспективы правового регулирования // Вопросы государственного и муниципального управления. 2020. № 3. С. 96–113.
7. **Могайар У., Бутерин В.** Блокчейн для бизнеса / Пер. с англ. Д.А. Шалаевой. М.: Эксмо, 2018. 224 с.
8. **Прасти Н.** Блокчейн. Разработка приложений / Пер. с англ. В.С. Яценкова. СПб.: БХВ-Петербург, 2018. 256 с.

9. **Афонский А.А., Дьяконов В.П.** Измерительные приборы и массовые электронные измерения. М.: СОЛОН-ПРЕСС, 2007. 544 с.
10. **Бабаш А.В., Баранова Е.К.** Криптографические методы защиты информации: учебник для вузов. М.: КНОРУС, 2016. 190 с.
11. **Пескова О.Ю., Половко И.Ю., Захарченко А.Д.** Применение блокчейн-технологий в системах электронного документооборота: анализ и программная реализация // Инженерный вестник Дона. 2019. № 3. С. 42.
12. **Цихило А.** Блокчейн. Принципы и основы. М.: Альпина, 2019. 192 с.
13. **Яценко В.В.** Введение в криптографию. СПб.: Питер, 2001. 288 с.
14. **Браилко А.А., Громов О.В., Дружинин Л.А.** Цифровые технологии – база цифровой экономики топливозаправочных комплексов аэропортов гражданской авиации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 20–32. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-20-32
15. **Лайонс Р.Г.** Цифровая обработка сигналов / Под ред. А.А. Бритова. Пер. с англ. 2-е изд. М.: Бином-Пресс, 2006. 656 с.
16. **Солонина А.И.** Цифровая обработка сигналов и MATLAB: учеб. пособие / А.И. Солонина, Д.М. Клионский, Т.В. Меркучева, С.Н. Перов. СПб.: БХВ-Петербург, 2013. 512 с.
17. **Дьяконов В.П.** MATLAB 6.5 SP1/7.0 + Simulink 5/6. Обработка сигналов и проектирование фильтров. М.: СОЛОН-Пресс, 2005. 576 с.
18. **Чепижко М.** Смарт-революция. «Газпромнефть-Аэро» внедряет смарт-контракты на основе технологии блокчейн [Электронный ресурс] // Сибирская нефть онлайн журнал. Октябрь 2018. № 155. URL: <https://www.gazprom-neft.ru/press-center/sibneft-online/archive/2018-october/1986863/> (дата обращения: 28.06.2021).
19. **Притула П.** Какая польза от блокчейна при обслуживании самолетов [Электронный ресурс] // cnews. URL: https://www.cnews.ru/articles/2018-11-19_pitstop_dlya_samoleta_kak_blokchejn_uskoryaet_zapravku (дата обращения: 28.06.2021).
20. **Фергюсон Н., Шнайдер Б.** Практическая криптография. М.: Диалектика, 2004. 432 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Гордеев Владимир Васильевич, главный инженер ООО «Туполев Сервис», gord.vladimir@gmail.com.

Громов Олег Владимирович, кандидат экономических наук, советник генерального директора ООО «Туполев Сервис», o.gromov@sorge.pro.

Громов Владимир Константинович, советник генерального директора ООО «Туполев Сервис», v.k.gromov@gmail.com.

Литинский Григорий Иванович, генеральный директор ООО «Туполев Сервис», Grigory.Litinskiy.jobgregor2@gmail.com.

Самойленко Василий Михайлович, доктор технических наук, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов (АТО и РЛА) Московского государственного технического университета гражданской авиации (МГТУ ГА), v.samoilenko@mstuca.aero.

BLOCKCHAIN TECHNOLOGY IN SMART CONTRACTS FOR REFUELING CIVIL AVIATION AIRCRAFT

V.V. Gordeev¹, O.V. Gromov¹, V.K. Gromov¹, G.I. Litinsky¹, V.M. Samoylenko²

¹LLC "Tupolev Service", Zhukovskiy, Russia,

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

ABSTRACT

In the process of air transportation, a large amount of information exchange plays an important role in the timely management of aircraft flights. The work of any airline and airport consists of many processes that involve a big number of participants. One of these issues is timely aircraft refueling. The use of the blockchain technology makes it possible to process an airline request for aircraft refueling in a timely manner, make payment and exchange of accounting documents between the airline and the refueling complex. The paper gives the main definitions for the elements of the smart contracts and their interrelationships based on the blockchain technology when performing accounting operations and payment transactions for aircraft refueling. The article is devoted to a comprehensive study of the smart contract technology application in the aircraft refueling system, in particular, the exchange of accounting and payment documentation between the airline, the refueling complexes of civil aviation airports and banks. The aim of the research work is to study the application of the blockchain technology in the aircraft refueling operations. Based on the analysis it is necessary to develop a scheme for the use of the smart contract technology when aircraft refueling, which allows the parties concerned to reduce the volume of accounting and payment operations and increase the operating efficiency of the objects and subjects of the refueling process. The paper presents the chain of information passing and blockchain transformation varying from the execution of refueling operations to the execution of banking operations, payment for jet fuel and related services for aircraft refueling. Special attention is paid to the role and location of aircraft refueling facilities as a key element of the module for automatic reconciliation of accounting and payment documents in the formation of a smart contract. Based on the analysis of the blockchain technology application, a scheme of interaction among an airline, a refueling complex and a bank is proposed. The application of the proposed scheme allows the airline to pay for refueling at the time of refueling without time-consuming accounting operations and prepayment for jet fuel, thereby reducing the accounting time.

Key words: smart contract, blockchain, airport refueling complex, airline, crew, bank, transactions, trans-boundary, aircraft refueling facilities, oracle, data virtualization, Internet of Things, validator, cryptographic information protection, metadata, quorum signal.

REFERENCES

1. **Matveev, I.A.** (2012). *E-economy: nature and stages of growth*. Management of economic systems: electronic scientific journal, no. 6 (42), 13 p. Available at: <http://uecs.ru/uecs42-422012/item/1427-2012-06-29-06-02-49> (accessed: 23.06.2021). (in Russian)
2. **Eastep, J.M.** (2011). *Intellectual data structures: An approach of online machine learning to multi-core data structures*. Available at: <https://dspace.mit.edu/bitstream/handle/1721.1/65967/751867152-MIT.pdf?sequence=2> (accessed: 23.06.2021).
3. **Poleshkina, I.O. and Vasileva, N.V.** (2020). *Use of blockchain technology as supply chain management system involving air transport* // Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 2, p. 72–86. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-2-72-86
4. **Poleshkina, I.O.** (2021). *Blockchain in air cargo: challenges of new World* // MATEC Web Conf. The VII International Scientific and Practical Conference "Information Technologies and Management of Transport Systems" (ITMTS 2021), vol. 341. DOI: 10.1051/mateconf/202134100021
5. **Blagirev, A.P. and Khapaeva, N.** (2019). *Big data prostym yazykom* [Big data in plain language]. Moscow: AST, 256 p. (in Russian)
6. **Talapina, E.V.** (2020). *Application of Blockchain in public administration: prospects for legal regulation*. Public Administration Issues, no. 3, p. 96–113. (in Russian)
7. **Mougayar, M. and Buterin, V.** (2016). *Blockchain for business*. 1st ed. Wiley, 196 p.
8. **Prasti, N.** (2018). *Blokcheyn. Razrabotka prilozheniy* [Blockchain. Application development]. Translated from English by V.S. Yatsenkov. St. Petersburg: BHV-Peterburg, 256 p. (in Russian)

9. Afonsky, A.A. and Diakonov, V.P. (2007). *Izmeritelnyye pribory i massovyye elektronnyye izmereniya* [Measuring instruments and mass electronic measurements]. Moscow: SOLON-PRESS, 544 p. (in Russian)
10. Babash, A.V. and Baranova, E.K. (2016). *Kriptograficheskiye metody zashchity informatsii: uchebnik dlya vuzov* [Cryptographic methods of information security: Textbook for Universities]. Moscow: KNORUS, 190 p. (in Russian)
11. Peskova, O.Yu., Polovko, I.Yu. and Zakharchenko, A.D. (2019). *Application of blockchain technologies in electronic document management systems: analysis and software implementation*. Engineering Journal of Don, no. 3 (54), p. 42. (in Russian)
12. Tsikhilo, A. (2019). *Blokcheyn. Printsipy i osnovy* [Blockchain. Principles and fundamentals]. Moscow: Alpina, 192 p. (in Russian)
13. Yaschenko, V.V. (2001). *Vvedeniye v kriptografiyu* [Introduction to cryptography]. St. Petersburg: Piter, 288 p. (in Russian)
14. Brailko, A.A., Gromov, O.V. and Druzhinin, L.A. (2020). *Digital technologies are the basis of digital economy of civil aviation airport refueling complexes*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 4, p. 20–32. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-20-32 (in Russian)
15. Lyons, R.G. (2004). *Understanding Digital Signal Processing*. 2nd ed. Prentice Hall PTR, United States, 656 p.
16. Solonina, A.I., Klionsky, D.M., Merkucheva, T.V. and Perov, S.N. (2013). *Tsifrovaya obrabotka signalov i MATLAB: uchebnoye posobiye* [Digital signal processing and MATLAB: Tutorial]. St. Petersburg: BHV-Peterburg, 512 p. (in Russian)
17. Diakonov, V.P. (2005). *MATLAB 6.5 SP1/7.0 + Simulink 5/6. Obrabotka signalov i proyektirovaniye filtrov* [MATLAB version 6.5 with the service pack SP1/7.0 + Simulink from 5/6. Signal processing and filter design]. Moscow: SOLON-Press, 576 p. (in Russian)
18. Chepizhko, M. (2018). *Smart-revolyutsiya. "Gazpromneft'-Aero" vnedryayet smart-kontrakty na osnove tekhnologii blokcheyn* [Smart-revolution. Gazpromneft-Aero is implementing smart contracts based on blockchain technology]. Sibirskaya neft online jurnal, October 2018, no. 155. Available at: <https://www.gazprom-neft.ru/press-center/sibneft-online/archive/2018-october/1986863/> (accessed: 28.06.2021). (in Russian)
19. Pritula, P. (2018). *Kakaya polza ot blokcheyna pri obsluzhivanii samoletov* [What are the benefits of the blockchain in aircraft maintenance]. cnews. Available at: https://www.cnews.ru/articles/2018-11-19_pitstop_dlya_samoleta_kak_blokcheyn_uskoryaet_zapravku (accessed: 28.06.2021). (in Russian)
20. Ferguson, N. and Schneider, B. (2003). *Practical cryptography*. 1st ed. Wiley, 432 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir V. Gordeev, Chief Engineer, LLC "Tupolev Service", gord.vladimir@gmail.com.

Oleg V. Gromov, Candidate of Economic Sciences, Adviser to the General Director of LLC "Tupolev Service", o.gromov@sorge.pro.

Vladimir K. Gromov, Adviser to the General Director of LLC "Tupolev Service", v.k.gromov@gmail.com.

Grigory I. Litinsky, General Director of LLC "Tupolev Service", jobgregor2@gmail.com.

Vasily M. Samoilenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Head of the Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.samoilenko@mstuca.aero.

Поступила в редакцию
Принята в печать

10.05.2021
21.09.2021

Received
Accepted for publication

10.05.2021
21.09.2021

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;**
- 05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;**
- 05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;**
- 05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;**
- 05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;**
- 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;**
- 05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности**

УДК 681.5.017

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-32-48

АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОГО КРИТЕРИЯ ОБНАРУЖЕНИЯ И ЛОКАЛИЗАЦИИ ОТКАЗОВ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Ю.В. БОНДАРЕНКО¹, Е.Ю. ЗЫБИН²

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

²*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем,
г. Москва, Россия*

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ
в рамках научного проекта № 20-08-01215

Отказы датчиков системы управления воздушных судов могут вызвать как ухудшение характеристик устойчивости и управляемости, так и невозможность безопасного автоматического управления. Обнаружение и локализация таких отказов необходимы для определения времени и места их возникновения с целью отключения отказавших датчиков или последующего их диагностирования для осуществления реконфигурации во время полета. Непосредственное применение традиционных параметрических методов контроля технического состояния датчиков с использованием их математических моделей невозможно ввиду отсутствия информации об истинных входных сигналах, поступающих на их чувствительные элементы. Это приводит к необходимости решения задачи моделирования динамики полета воздушного судна с высоким уровнем неопределенностей, что затрудняет использование функциональных методов контроля и обуславливает необходимость использования избыточного аппаратного резервирования датчиков. Широко известные непараметрические методы либо требуют наличия априорной базы знаний, предварительного обучения или длительной настройки на большом объеме реальных полетных данных, либо обладают низкой избирательной чувствительностью для достоверной локализации отказавших датчиков. В работе осуществляется вывод оригинального непараметрического критерия обнаружения и локализации отказов датчиков и проводится анализ его чувствительности с использованием полной нелинейной математической модели динамики полета самолета со штатной системой управления. Определяются теоретическое значение и коэффициенты чувствительности критерия. Приводится формула для автоматической оценки плавающего порогового значения критерия. Показывается высокая сходимость результатов с теоретическими, что позволяет использовать полученный критерий не только для моментального обнаружения и локализации отказов датчиков, но и предварительного диагностирования их количественных характеристик.

Ключевые слова: воздушное судно, система управления, датчики, контроль технического состояния, обнаружение и локализация отказов, непараметрический критерий, чувствительность, пороговое значение.

ВВЕДЕНИЕ

Отказы датчиков системы управления (СУ) воздушного судна (ВС) могут вызвать как ухудшение характеристик устойчивости и управляемости, так и невозможность безопасного автоматического управления, что в итоге может привести к авиационному происшествию или

катастрофе. Обнаружение и локализация таких отказов необходимы для определения времени и места их возникновения с целью отключения отказавших датчиков или последующего их диагностирования для осуществления реконфигурации СУ во время полета [1].

Все методы обнаружения и локализации отказов датчиков СУ ВС можно условно разбить на две группы [2–17]: параметрические и непараметрические.

Параметрические методы [2–7], считающиеся классическими, используют параметры математических моделей объектов контроля, значения которых задаются априорно из известных физических принципов функционирования или оцениваются в процессе идентификации. Непосредственное использование параметрических методов для контроля технического состояния датчиков СУ осложняется отсутствием информации об истинных входных сигналах, поступающих на их чувствительные элементы. Это приводит к необходимости аппаратного резервирования датчиков или использования математических моделей динамики полета ВС с высоким уровнем неопределенностей, вызванных их нелинейностью, нестационарностью, неточностью и неидентифицируемостью.

Непараметрические методы [7–17] не подвержены влиянию модельных ошибок, так как не требуют информации о параметрах моделей контролируемых объектов и основаны только на анализе измерений их входных и выходных сигналов. Такие методы относятся к интеллектуальным имитационного типа, поскольку рассматривают контролируемый объект в виде «черного ящика» и позволяют решать задачи для нестационарных и нелинейных систем в условиях полной параметрической неопределенности. При этом широко известные непараметрические методы требуют предварительного обучения или длительной настройки как для определения зависимостей между входными и выходными сигналами, так и для настройки пороговых значений критериев, используемых для обнаружения и локализации отказов.

Настоящая работа посвящена развитию оригинального непараметрического метода обнаружения и локализации отказов датчиков СУ ВС, построенного только на основе анализа штатных входных и выходных СУ ВС [16, 17]. Осуществляется вывод непараметрического критерия и проводится анализ его чувствительности к количественным характеристикам отказов датчиков. Приводится формула для автоматической оценки плавающего порогового значения критерия обнаружения и локализации отказа каждого датчика, зависящая только от измеряемых параметров полета и управляющих воздействий. Это позволяет полностью развязать каналы контроля и существенно повысить чувствительность критерия при одновременном обеспечении необходимых свойств робастности. Показывается высокая сходимость результатов с теоретическими, что позволяет использовать полученный критерий не только для моментального обнаружения и локализации отказов датчиков, но и предварительного диагностирования их количественных характеристик.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть динамика полета ВС с работоспособной СУ описывается линейной дискретной моделью в пространстве состояний в векторно-матричном виде «вход – состояние – выход»

$$x_{i+1} = Ax_i + Bu_i, \quad (1)$$

$$y_i = Cx_i, \quad (2)$$

где x , u , y – векторы состояний, управлений и измерений размерностей n_x , n_u , и n_y ; A , B , C – матрицы собственной динамики, эффективности управления и измерения; i – дискретное время.

Предположим, что в момент времени $i = i_f$ произошел множественный одновременный отказ датчиков СУ ВС вида

$$y_i = FCx_i, \quad (3)$$

где F – матрица отказа

$$F = \text{diag}([f_1 \quad \dots \quad f_k \quad \dots \quad f_{n_y}]), \quad (4)$$

f_k – коэффициент отказа k -го датчика, характеризующий нарушение его калибровки при $f_k \neq 1$.

Необходимо без наличия информации о параметрах модели A, B, C , только по результатам измерений векторов управлений u и измерений y определить факт и время i_f возникновения отказа, а также локализовать каналы измерений k , в которых отказали датчики.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Решим задачу наблюдения вектора состояний по сигналам измерений параметров полета. Для этого здесь для простоты вывода формул, но не ограничения общности конечного результата, как показано в [16, 17], рассмотрим случай обратимых матриц измерений $CC^{-1} = I$ и отказа $FF^{-1} = I$. Запишем тогда с учетом (2) выражения для векторов состояний ВС для текущего и предыдущего моментов времени

$$x_i = C^{-1}y_i, \quad x_{i-1} = C^{-1}y_{i-1}, \quad (5)$$

которые в соответствии с (1) также связаны зависимостью

$$x_i = Ax_{i-1} + Bu_{i-1}. \quad (6)$$

Подставим далее (5) в (6):

$$C^{-1}y_i = AC^{-1}y_{i-1} + Bu_{i-1}, \quad (7)$$

умножим полученное выражение слева на матрицу измерений

$$y_i = CAC^{-1}y_{i-1} + CBu_{i-1} \quad (8)$$

и запишем эквивалентную (1)–(2) модель динамики полета ВС типа «вход – выход»

$$y_i = \begin{bmatrix} \hat{A} & \hat{B} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i-1} \\ u_{i-1} \end{bmatrix} = \Omega z_{i-1}, \quad (9)$$

где $\Omega = [\hat{A} \quad \hat{B}]$, $\hat{A} = CAC^{-1}$, $\hat{B} = CB$, $z_{i-1} = [y_{i-1}^T \quad u_{i-1}^T]^T$.

После возникновения отказа вектор измерений в соответствии с (3) будет иметь вид

$$y_i = C_f x_i, \quad (10)$$

где $C_f = FC$ – эквивалентная матрица измерения. При этом эквивалентная модель динамики полета ВС по аналогии с (9) будет описываться выражением

$$y_i = \begin{bmatrix} \hat{A}_f & \hat{B}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i-1} \\ u_{i-1} \end{bmatrix} = \Omega_f z_{i-1}, \quad (11)$$

где $\Omega_f = [\hat{A}_f \quad \hat{B}_f]$, $\hat{A}_f = C_f AC_f^{-1}$, $\hat{B}_f = C_f B$.

Предположим теперь, что в момент времени i нам также известны h предыдущих значений управлений и измерений. Тогда мы можем записать в матричном виде модели динамики полета ВС до (9) и после (11) возникновения отказа датчиков при $i < i_f$ и $i > i_f + h - 1$ соответственно:

$$Y_i^h = \Omega Z_{i-1}^h, \quad (12)$$

$$Y_i^h = \Omega_f Z_{i-1}^h, \quad (13)$$

где $Y_i^h = [y_{i-h+1} \ \dots \ y_{i-1} \ y_i]$, $Z_{i-1}^h = [z_{i-h} \ \dots \ z_{i-2} \ z_{i-1}]$.

При этом непосредственно в момент возникновения отказа при $i = i_f$ эквивалентная модель динамики полета ВС отличается как от (12), так и от (13), так как имеет вид

$$y_{i_f} = F \Omega z_{i_f-1}. \quad (14)$$

Поэтому в период времени $i_f \leq i \leq i_f + h - 1$ выражение для матрицы измерений, согласно (12), (14) и (13), имеет три различных представления:

$$Y_i^h = \begin{bmatrix} \Omega Z_{i_f-2}^{h_n} & F \Omega z_{i_f-1} & \Omega_f Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

где $Z_{i-1}^h = \begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}$, как показано на рис. 1.

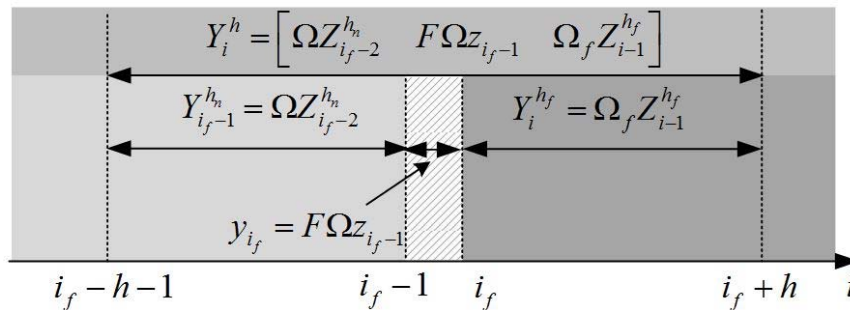


Рис. 1. Модели динамики полета ВС до, в момент и после возникновения отказа датчиков
Fig. 1. Aircraft flight dynamics models before, during and after sensors failure occurrence

Если известны параметры модели A , B и C , можно решить задачу одношагового прогнозирования вектора измерений ВС в соответствии с выражением

$$\hat{Y}_i^h = \Omega Z_{i-1}^h = \begin{bmatrix} \Omega Z_{i_f-2}^{h_n} & \Omega z_{i_f-1} & \Omega_f Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} \quad (16)$$

и определить рассогласования между прогнозируемыми (16) и реальными (15) измерениями:

$$\Delta Y_i^h = \hat{Y}_i^h - Y_i^h = \begin{bmatrix} 0 & (I - F) \Omega z_{i_f-1} & (\Omega - \Omega_f) Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}. \quad (17)$$

Очевидно, что если $\Delta Y_i^h = 0$, то реальные и прогнозируемые измерения совпадают, что говорит об отсутствии отказа при $i < i_f$. Следовательно, нарушение этого условия $\Delta Y_i^h \neq 0$ при

$i \geq i_f$ может быть использовано для обнаружения факта и времени его возникновения. При этом заметим, что в выражении (17) общий множитель в виде диагональной матрицы $(I - F)$, полностью развязывающей каналы контроля, вынесен за скобку только при $i = i_f$. Это позволяет использовать условие (17) для решения задачи достоверной локализации отказавших каналов измерений только непосредственно в момент возникновения отказа, когда

$$\Delta y_{i_f} = \hat{y}_{i_f} - y_{i_f} = (I - F) \begin{bmatrix} CAC^{-1} & CB \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} \neq 0, \quad (18)$$

так как в этом, и только в этом случае рассогласования реальных и прогнозируемых измерений будут возникать только в каналах с отказавшими датчиками при $f_k - 1 \neq 0$. Появление третьей составляющей при прохождении окна контроля момента возникновения отказа приводит к невозможности достоверно локализовать отказавший канал измерений при $i > i_f$, так как ошибки прогнозирования в общем случае могут отличаться от нуля и для работоспособных датчиков ввиду наличия выражения $\Omega - \Omega_f \neq 0$.

Покажем далее, каким образом можно использовать выражение (17) для формулировки непараметрического метода обнаружения и локализации отказов датчиков в СУ ВС, не требующего никакой информации о параметрах модели A, B, C и основанного только на анализе $h+1$ последовательных измерений параметров полета y и управлений u .

Представим для этого выражения (12) и (13) в виде линейных матричных уравнений идентификации моделей динамики полета ВС до и после возникновения отказа:

$$\Omega Z_{i-1}^h = Y_i^h, \quad \Omega_f Z_{i-1}^h = Y_i^h$$

и заметим, что они имеют единое условие разрешимости [16–18]

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = 0, \quad (19)$$

где $\overline{Z_{i-1}^h}^R$ – правый делитель нуля полного ранга такой, что выполняется тождество $Z_{i-1}^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = 0$.

Выполнение условия (19) гарантирует существование линейных матричных моделей вида (12) и (13) как до, так и после возникновения отказа при $i < i_f$ и $i > i_f + h - 1$ соответственно. Однако «во время» возникновения отказа при $i_f \leq i \leq i_f + h - 1$ это условие нарушается:

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R \neq 0, \quad (20)$$

что позволяет его использовать для обнаружения отказа датчиков СУ ВС. Условие равно нулю до и после возникновения отказа, когда матрицы контрольных данных содержат только неискаженные или только искаженные измерения, и отличается от нуля, когда окно контроля включает в себя как неискаженные, так и искаженные измерения.

Покажем далее, что непараметрический критерий (20), как и параметрический (17), позволяет не только обнаруживать отказ датчиков, но и решать задачу локализации каналов измерений, в которых отказали датчики. Для этого выразим из (17) матрицу реальных измерений

$$Y_i^h = \hat{Y}_i^h - \Delta Y_i^h = \hat{Y}_i^h - \begin{bmatrix} 0 & (I-F)\Omega z_{i_f-1} & (\Omega - \Omega_f)Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}, \quad (21)$$

подставим в (21) выражение для прогнозируемых значений (16)

$$Y_i^h = \Omega \begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & (I-F)\Omega z_{i_f-1} & (\Omega - \Omega_f)Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} \quad (22)$$

и умножим (22) справа на правый делитель нуля блочной матрицы Z

$$\overline{Z_{i-1}^h}^R = \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}}^R$$

для определения в аналитическом виде значения критерия (20) при $i_f \leq i \leq i_f + h - 1$

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = 0 - \begin{bmatrix} 0 & (I-F)\Omega z_{i_f-1} & (\Omega - \Omega_f)Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}}^R. \quad (23)$$

В выражении (23), как и в выражении (17), каналы контроля развязаны в общем случае только в момент возникновения отказа при $i = i_f$, когда

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = Y_{i_f}^h \overline{Z_{i_f-1}^h}^R = \begin{bmatrix} 0 & (F-I)\Omega z_{i_f-1} \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} \end{bmatrix}}^R. \quad (24)$$

Тогда ненулевые значения условия (24) будут возникать только в отказавших каналах измерений при $f_k - 1 \neq 0$, следовательно, необходимым и достаточным условием локализации отказа k -го датчика, аналогичным (18), является выполнение неравенства

$$Y_{i_f}^h(k) \overline{Z_{i_f-1}^h}^R = \begin{bmatrix} 0 & (f_k - 1)\Omega(k)z_{i_f-1} \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} \end{bmatrix}}^R \neq 0, \quad (25)$$

где $Y_{i_f}^h(k)$ – k -я строка матрицы $Y_{i_f}^h$, $\Omega(k)$ – k -я строка матрицы Ω .

Для работоспособных каналов измерений выполняется условие $f_k - 1 = 0$, поэтому соответствующие им строки матрицы (24) будут иметь нулевые значения. Следовательно, критерий обнаружения отказа (20), если его рассмотреть построчно, может быть использован и в качестве непараметрического критерия локализации отказа k -го канала измерений непосредственно в момент его возникновения при $i = i_f$, когда

$$Y_{i_f}^h(k) \overline{Z_{i_f-1}^h}^R = Y_{i_f}^h(k) \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^h \\ U_{i-1}^h \end{bmatrix}}^R \neq 0, \quad (26)$$

где $Y_{i-1}^h = [y_{i-h} \ \dots \ y_{i-2} \ y_{i-1}]$, $U_{i-1}^h = [u_{i-h} \ \dots \ u_{i-2} \ u_{i-1}]$.

Векторное в общем случае условие (26) может быть использовано для теоретических расчетов при условии линейности модели, отсутствии ошибок измерений и вычислений. На практике для получения скалярного критерия обнаружения и локализации отказа k -го датчика и количественной оценки степени близости нулю условия (26) используется его евклидова норма

$$\varepsilon_i(k) = \left\| Y_i^h(k) \begin{bmatrix} Y_{i-1}^h \\ U_{i-1}^h \end{bmatrix} \right\|_2^R. \quad (27)$$

При этом условием обнаружения и локализации отказа является превышение значения критерия (27) некоторого порогового (критического) значения

$$\varepsilon_i(k) > \varepsilon_{кр}(k), \quad (28)$$

оценку которого произведем на основе результатов анализа чувствительности критерия (27) от коэффициента отказа f_k для каждого канала измерений при различных условиях полета.

АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ

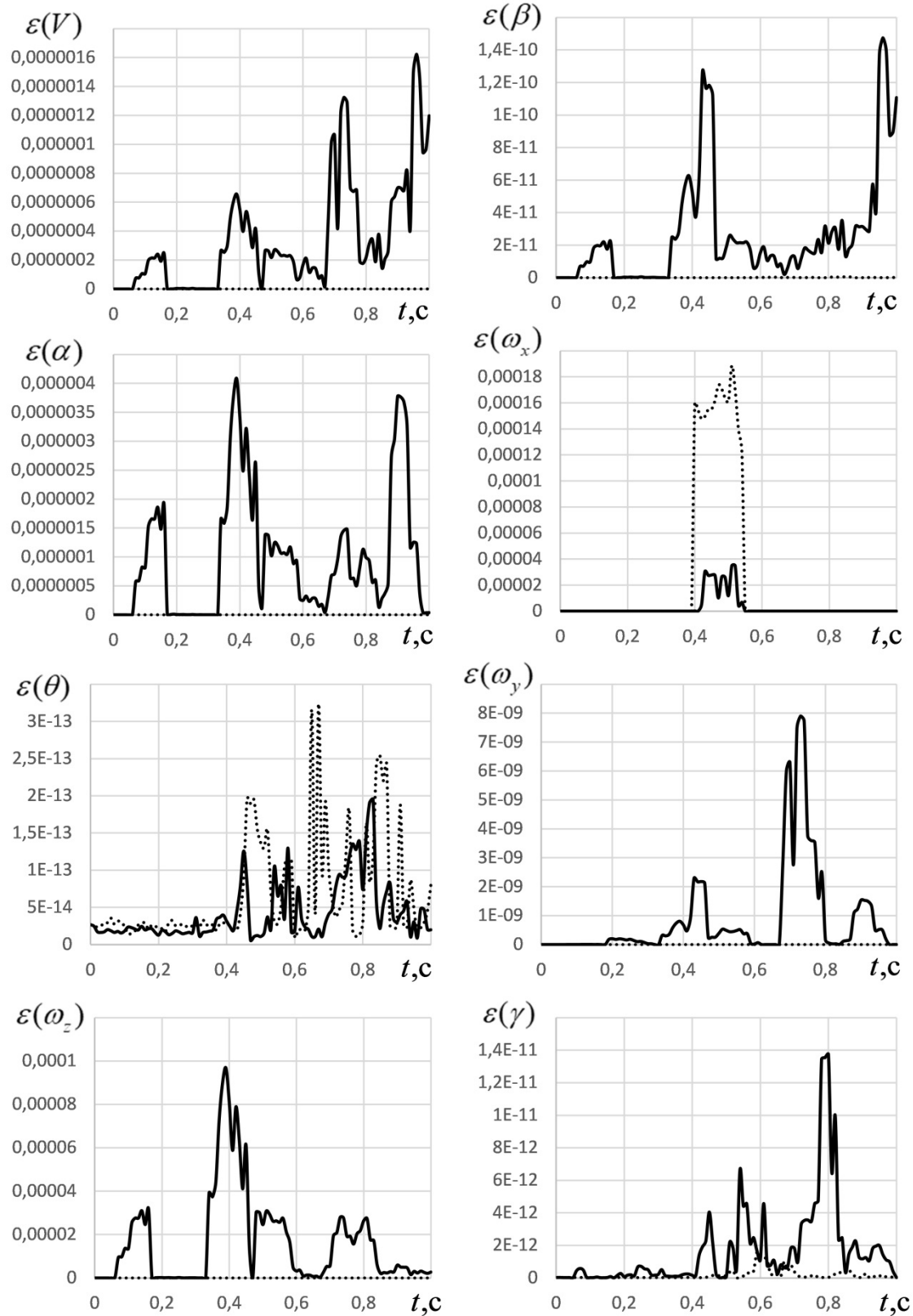
Анализ чувствительности проводился на полной компьютерной модели среднемагистрального пассажирского самолета, выполненного по нормальной схеме, с однокильевым вертикальным и хвостовым горизонтальным оперениями. Основными компонентами полной модели являются: модель динамики полета самолета как абсолютно жесткого тела, использующая полную систему нелинейных дифференциальных уравнений движения, банк аэродинамических и массово-инерционных характеристик; модель двигательной установки; модель стандартной атмосферы; модель системы дистанционного управления в резервном режиме работы, модели приводов органов управления и модели датчиков. Модель разрабатывалась для использования в составе процедурного тренажера и отличается высокой степенью подобия с реальным самолетом.

Для решения задач контроля в работе были выбраны следующие векторы измерений $y = [V \ \alpha \ \Theta \ \omega_z \ \beta \ \omega_x \ \omega_y \ \gamma]^T$ и управлений $u = [\delta_b^л \ \delta_b^п \ \delta_s^л \ \delta_s^п \ \delta_c \ \delta_n]^T$, где V – скорость полета; $\alpha, \Theta, \gamma, \beta$ – углы атаки, наклона траектории, крена и скольжения; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости крена, рыскания и тангажа; $\delta_b^л, \delta_b^п$ – углы отклонения левого и правого руля высоты; $\delta_s^л, \delta_s^п$ – углы отклонения левого и правого элерона; δ_c, δ_n – углы отклонения стабилизатора и руля направления.

При моделировании динамики полета самолета использовался метод дифференцирования Эйлера 1-го порядка с фиксированным шагом дискретизации 0,01 с, частотой измерений 100 Гц и временем моделирования 1 с или 1000 измерений. Начальные условия соответствовали прямолинейному горизонтальному равномерному полету на высоте 450 м и скорости 250 км/ч. Для решения задач обнаружения и локализации отказов использовалось окно контроля с шириной $h = 17$, что гарантирует время настройки алгоритма, не превышающее 0,17 с.

В данной статье приведены результаты исследований для всех возможных сценариев, определяемых различным сочетанием событий одиночных отказов каждого датчика с перебором коэффициента отказа $f_k = 1, 0,8, \dots, 0$ при отсутствии управления и при управлении по тангажу в виде отклонения штурвала на треть хода от максимально возможного в начальный момент времени моделирования. Таким образом, было рассмотрено шесть видов отказов восьми датчиков для двух видов управления, то есть рассматривалось 96 различных сценариев моделирования.

На рис. 2 для примера приведены характерные графики критерия обнаружения и локализации отказа (27) датчика ω_x на всем интервале времени моделирования при отсутствии управления и при управлении по тангажу.



..... отсутствие управления (absence of control) — управление по тангажу (pitch control)

Рис. 2. Значения критерия (27) при отказе датчика ω_x
Fig. 2. Criterion values (27) in case of ω_x sensor failure

Из графиков видно, что чувствительность критерия (27) отличается для различных каналов измерений и зависит как от измеряемых значений параметров полета, так и от сценариев управления. При этом в случае отсутствия управления в момент возникновения отказа виден четкий импульс шириной h в отказавшем канале измерения ω_x . А значения критерия до и после прохождения окна измерений момента отказа в канале ω_x , а также значения критерия в работоспособных каналах близки к нулю с учетом вычислительных погрешностей. Все графики при отказах других датчиков имеют аналогичную приведенной на рис. 3, а форму с четко выраженными импульсами в отказавших каналах как на всем интервале измерений, так и непосредственно в момент возникновения отказа. Это объясняется тем, что самолет до отказа продолжает прямолинейный горизонтальный полет, его модель динамики полета максимально приближена к линейной, поэтому ошибки линеаризации практически отсутствуют.

Однако если посмотреть на аналогичные графики критерия при управлении по тангажу, то можно сделать вывод о невозможности достоверно как обнаружить возникновение отказа, так и локализовать отказавший канал измерений. Это наиболее очевидно, если все графики отобразить совместно одинаковым масштабом, как показано на рис. 3, б.

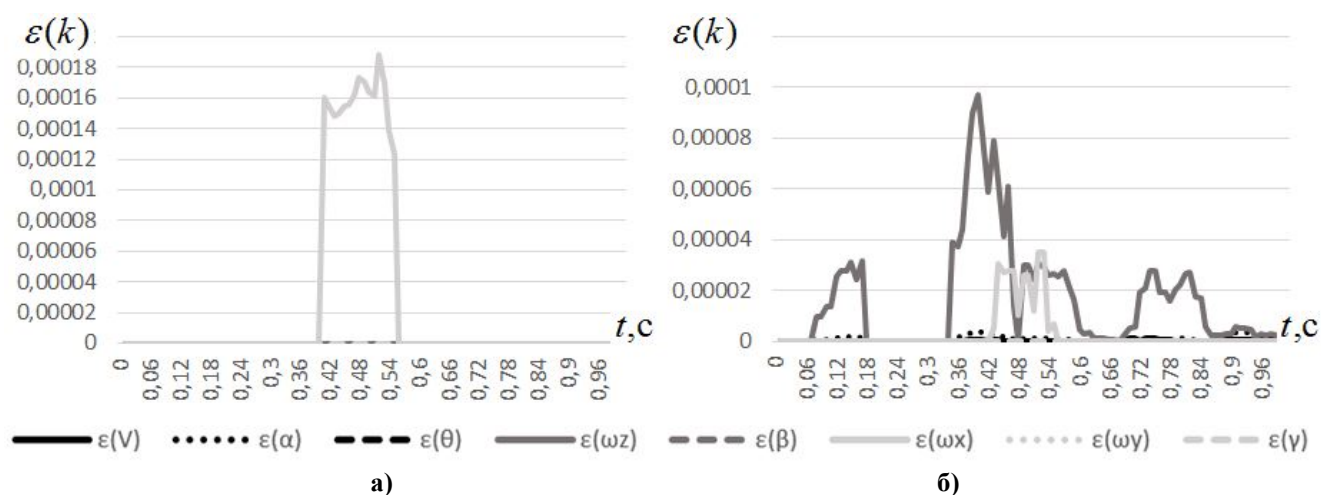


Рис. 3. Значения критерия (27) при отказе датчика ω_x :
а – при отсутствии управления; б – при управлении по тангажу
Fig. 3. Criterion values (27) in case of ω_x sensor failure in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

Принять правильное решение в этом случае невозможно как в момент возникновения отказа, так и на всем интервале времени измерений. Более того, можно сделать ложный вывод об отказе канала измерений ω_z , так как значение критерия для этого канала преобладает над значением критерия для ω_x , которое практически неразличимо на общем графике непосредственно в момент возникновения отказа датчика ω_x . Это объясняется тем, что при управлении проявляются эффекты нелинейности и ошибки линеаризации, которые в виду разной чувствительности критерия для различных каналов измерений уже не могут не учитываться.

На рис. 4 в разных координатах для наглядности анализа чувствительности приведены графики зависимостей значений критерия отказов всех датчиков (27) в моменты их возникновения от коэффициента отказа f_k при отсутствии управления и управлении по тангажу.

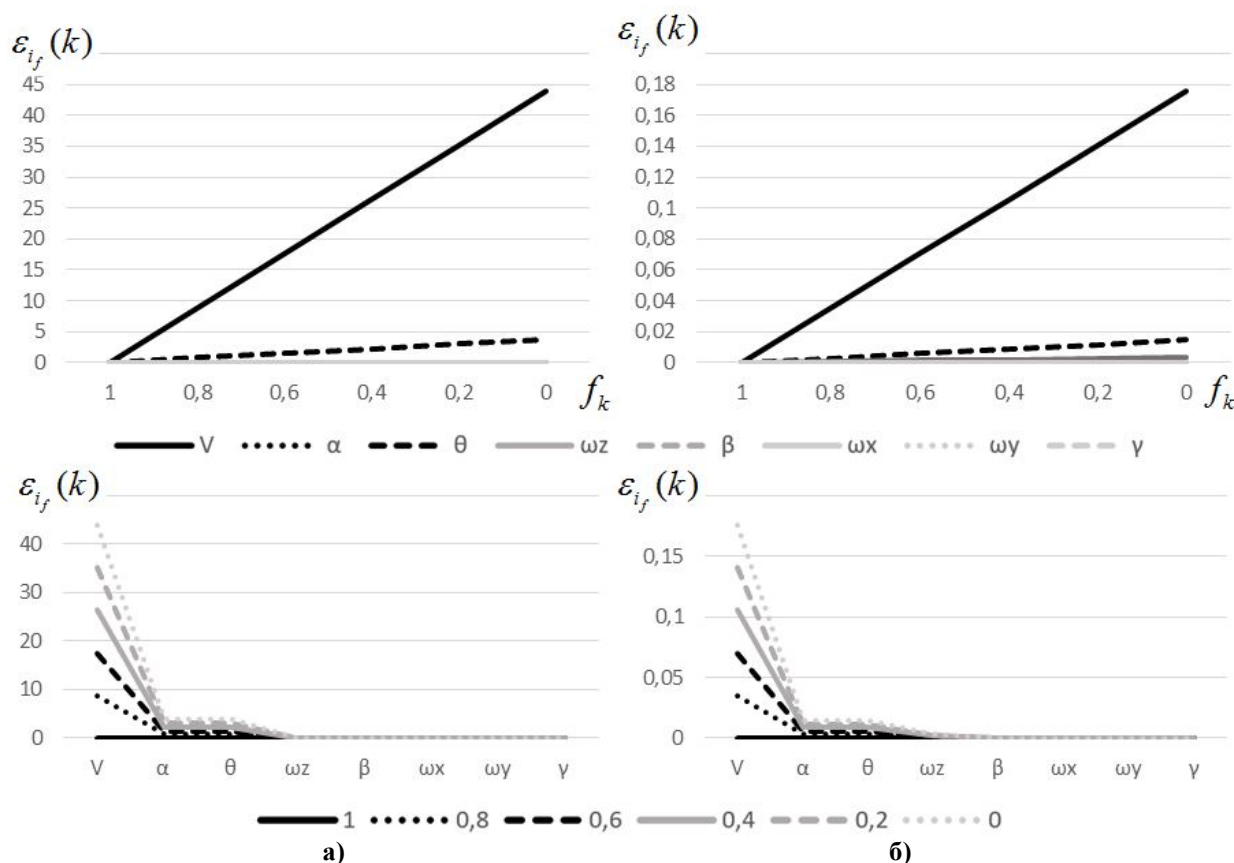


Рис. 4. Значения критерия (27): а – при отсутствии управления, б – при управлении по тангажу
Fig. 4. Criterion values (27) in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

Видна четкая линейная зависимость $\varepsilon_{i_f}(k)$ от f_k для каждого канала измерений. Однако для разных каналов измерений и сценариев управления значения $\varepsilon_{i_f}(k)$ при одних и тех же значениях f_k существенно отличаются. Для анализа выявленной зависимости введем в выражении для теоретического значения критерия (25) обозначение для правого делителя нуля матрицы данных

$$\overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} \end{bmatrix}}^R = \begin{bmatrix} R_{i_f-2} \\ r_{i_f-1} \end{bmatrix} \quad (29)$$

и подставим в (25) выражение для Ω

$$Y_{i_f}^h(k) \overline{Z_{i_f-1}^h}^R = \begin{bmatrix} 0 & (f_k - 1) [\hat{A}(k) & \hat{B}(k)] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_{i_f-2} \\ r_{i_f-1} \end{bmatrix} = (f_k - 1) [\hat{A}(k) & \hat{B}(k)] \begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} r_{i_f-1}. \quad (30)$$

Заметим, что значение нормы (30) в критерии (27) с учетом выражения для прогнозируемого значения измеряемого параметра полета (16) в момент возникновения отказа

$$\hat{y}_{i_f}(k) = \begin{bmatrix} \hat{A}(k) & \hat{B}(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} \quad (31)$$

может быть вычислено по формуле

$$\varepsilon_{i_f}(k) = \left\| Y_{i_f}^h(k) \overline{Z_{i_f-1}^h}^R \right\|_2 = \left\| (f_k - 1) \hat{y}_{i_f}(k) r_{i_f-1} \right\|_2 = |f_k - 1| \left\| \hat{y}_{i_f}(k) \right\| \left\| r_{i_f-1} \right\|_2 = s_y(k) s_r |f_k - 1| = s(k) |f_k - 1|, \quad (32)$$

где $s_y(k) = \left| \hat{y}_{i_f}(k) \right|$ – коэффициент чувствительности критерия (27) по параметру, $s_r = \left\| r_{i_f-1} \right\|_2$ – коэффициент чувствительности критерия (27) по делителю нуля, $s(k) = s_y(k) s_r$ – общий коэффициент чувствительности критерия (27) к отказу k -го канала измерений.

Выражение (32) показывает прямую линейную зависимость критерия (27) от коэффициентов чувствительности и может быть использовано для определения его критического значения в условии (28). Заметим, что если разделить значение критерия (32) на общий коэффициент чувствительности

$$\tilde{\varepsilon}_{i_f}(k) = \frac{\varepsilon_{i_f}(k)}{s(k)} = |f_k - 1|, \quad (33)$$

то значение нормированного критерия (33) совпадает с абсолютным отклонением коэффициента отказа f_k от единицы.

Пусть отказом считается превышение коэффициента f_k некоторого критического значения $f_k^{\text{кр}}$. Тогда из (33) можно записать в явном виде выражение для критического значения нормированного критерия $\tilde{\varepsilon}_{\text{кр}}(k) = |f_k^{\text{кр}} - 1|$, из которого следует

$$\varepsilon_{\text{кр}}(k) = s(k) |f_k^{\text{кр}} - 1|. \quad (34)$$

Выражение (34) может быть использовано при условии доступности параметров модели ВС, а следовательно и прогнозируемого вектора измерений (31). Однако по постановке задачи данная информация считается недоступной. Поэтому покажем далее, что вместо точного значения коэффициента чувствительности критерия по параметру $s_y(k) = \left| \hat{y}_{i_f}(k) \right|$ на практике можно использовать его приближенное значение $\hat{s}_y(k) = \left\| Y_{i_f-1}^h(k) \right\|_2 / h$, оцениваемое на интервале окна контроля как среднеквадратическое значение (СКЗ) измеряемого параметра полета. СКЗ является частным случаем обобщенного среднего, характеризует изменение центральной тенденции ряда и может быть использовано в качестве приближенной оценки абсолютного значения прогнозируемого параметра.

На рис. 5 приведены значения критерия (27), взвешенного по $\hat{s}_y(k)$:

$$\hat{\varepsilon}_{i_f}(k) = \frac{\varepsilon_{i_f}(k)}{\hat{s}_y(k)}. \quad (35)$$

Видно, что учет коэффициента чувствительности по параметру выравнивает значения критерия для всех каналов измерений. На рис. 6 приведены значения критерия (35), взвешенного по коэффициенту чувствительности s_r , определяемому нормой последней строки делителя нуля Z :

$$\tilde{\varepsilon}_{i_f}(k) = \frac{\hat{\varepsilon}_{i_f}(k)}{s_r} = \frac{\varepsilon_{i_f}(k)}{\hat{s}_y(k)s_r}. \quad (36)$$

Видно, что все 16 графиков практически совпали, – последующий учет коэффициента чувствительности по параметру выравнивает значения критерия для всех каналов измерений и сценариев управления. При этом значения критерия, аналогично (33), практически совпадают с абсолютным отклонением коэффициента отказа f_k от единицы. В результате мы можем с достаточной степенью точности определить общий коэффициент чувствительности в виде $s(k) = \hat{s}_y(k)s_r$ и получить следующее выражение для критического значения критерия (34):

$$\varepsilon_{кр}(k) = \left\| Y_{i_f-1}^h(k) \right\|_2 \left\| r_{i_f-1} \right\|_2 \left| f_k^{кр} - 1 \right| / h. \quad (37)$$

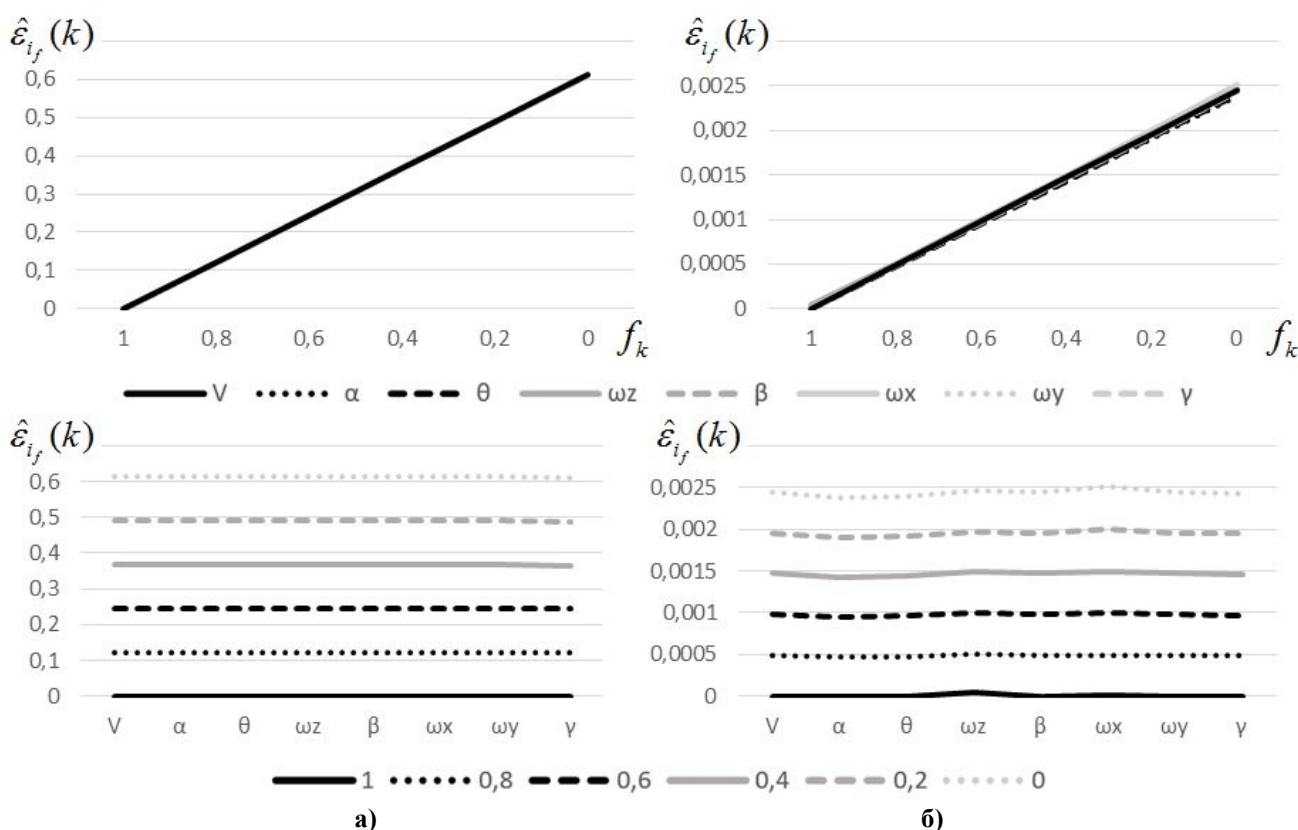


Рис. 5. Значения критерия (35): а – при отсутствии управления; б – при управлении по тангажу
Fig. 5. Criterion values (35) in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

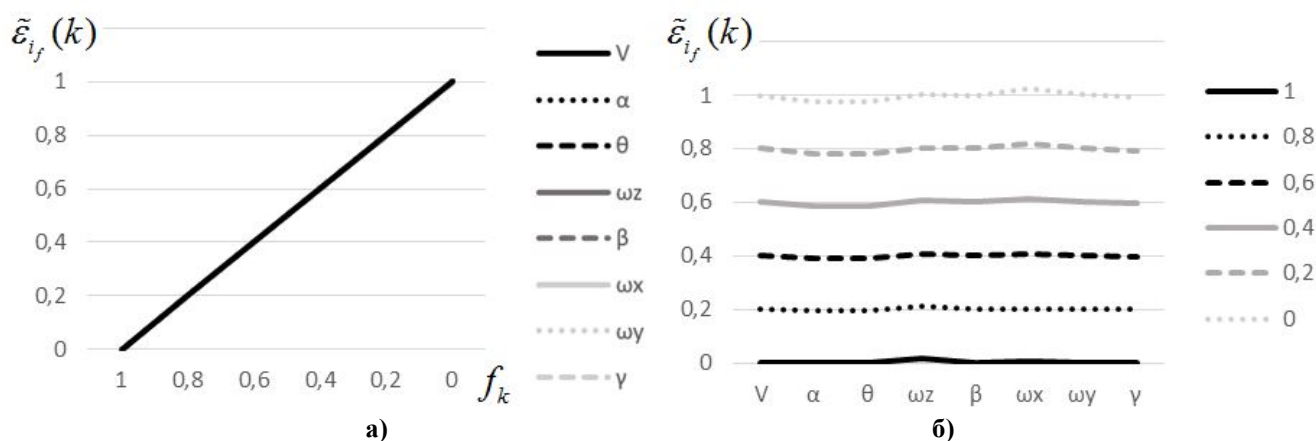


Рис. 6. Значения критерия (36): а – при отсутствии управления; б – при управлении по тангажу
Fig. 6. Criterion values (36) in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

При этом итоговое условие обнаружения и локализации отказа k -го датчика с учетом (28) будет иметь вид

$$\varepsilon_i(k) = \left\| Y_i^h(k) \begin{bmatrix} Y_{i-1}^h \\ U_{i-1}^h \end{bmatrix}^R \right\|_2 > \|Y_{i-1}^h(k)\|_2 \|r_{i-1}\|_2 |f_k^{kp} - 1| / h, \quad (38)$$

с плавающим пороговым (критическим) значением, вычисляемым в режиме онлайн только по информации о входных и выходных сигналах управления СУ ВС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований на примере детерминированной дискретной стационарной линейной математической модели динамики полета ВС с полностью измеримыми состояниями получен оригинальный непараметрический критерий обнаружения и локализации отказов любых датчиков СУ ВС, построенный только на основе анализа штатных входных и выходных сигналов вычислительной подсистемы системы управления ВС.

Проведен анализ его чувствительности к количественным характеристикам отказов датчиков с использованием полной нелинейной математической модели динамики полета среднемагистрального самолета со штатной системой управления. Определено выражение для теоретического значения критерия, определены функция и коэффициенты чувствительности критерия. Для каждого канала измерений выявлена линейная зависимость значения критерия от коэффициента отказа в момент его возникновения. Показано, что критерий имеет разную чувствительность для различных каналов измерений. Если не учитывать этот эффект, можно сделать ложный вывод об отказе работоспособного датчика или о работоспособности отказавшего датчика.

Приведена формула для автоматической оценки порогового значения критерия обнаружения и локализации отказа каждого датчика, зависящая только от измеряемых параметров полета и управляющих воздействий. Использование плавающего коэффициента чувствительности при определении допустимых значений критерия позволяет полностью развязать каналы контроля и существенно повысить его чувствительность при одновременном обеспечении свойств робастности. Показана высокая сходимость полученных результатов с теоретическими, что позволяет использовать критерий не только для моментального обнаружения и локализации отказов датчиков, но и предварительного диагностирования их количественных характеристик.

Дальнейшие исследования будут направлены на адаптацию разработанных алгоритмов для обеспечения их эффективной работы при наличии ошибок измерений и действии возмущений, анализ чувствительности критерия на различных режимах полета самолета, в том числе в условиях турбулентности, расширение областей детектируемости и локализуемости отказов за счет онлайн адаптации ширины окна контроля к результатам вычислений. На базе разрабатываемых методов планируется реализация перспективных внешних систем контроля технического состояния датчиков ВС, которые дополняют существующие встроенные системы контроля и позволят существенно снизить степень аппаратной избыточности измерительной подсистемы СУ ВС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Kosyanchuk V., Selvesyuk N., Kulchak A.** Aircraft control law reconfiguration // *Aviation*. 2015. Vol. 19, no. 1. P. 14–18. DOI: 10.3846/16487788.2015.1015290
2. **Reppa V., Polycarpou M.M., Panayiotou C.G.** Sensor fault diagnosis // *Foundations and trends in systems and control*. 2016. Vol. 3, no. 1-2. P. 1–248. DOI: 10.1561/26000000007
3. **Lopes P.V.P.** Model-based sensor fault detection in an autonomous solar-powered aircraft // P.V.P. Lopes, L. Hsu, M. Vilzmann, K. Kondak // *FT2019. Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress*, 2019. No. 162. P. 247–254. DOI: 10.3384/ecp19162029
4. **Prabhu S., Anitha G.** An innovative analytic redundancy approach to air data sensor fault detection // *The Aeronautical Journal*. 2020. Vol. 124, no. 1273. P. 346–367. DOI: 10.1017/aer.2019.143
5. **Fravolini M.L.** Experimental interval models for the robust fault detection of aircraft air data sensors / M.L. Fravolini, M.R. Napolitano, G. Del Core, U. Papa // *Control Engineering Practice*. 2018. Vol. 78. P. 196–212. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2018.07.002>
6. **Косьянчук В.В.** Контроль и диагностирование подсистем в замкнутом контуре управления // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. 2004. № 1. С. 67–76.
7. **Tidriri K.** Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges / K. Tidriri, N. Chatti, S. Veron, T. Tiplica // *Annual Reviews in Control*. 2016. Vol. 42. P. 63–81. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2016.09.008
8. **Fravolini M.L.** Data-driven schemes for robust fault detection of air data system sensors / M.L. Fravolini, G. Del Core, U. Papa, P. Valigi, M.R. Napolitano // *IEEE Transactions on Control Systems Technology*. 2017. Vol. 27, no. 1. P. 234–248. DOI: 10.1109/TCST.2017.2758345
9. **Wang K., Chen J., Song Z.** Data-driven sensor fault diagnosis systems for linear feedback control loops // *Journal of Process Control*. 2017. Vol. 54. P. 152–171. DOI: 10.1016/j.jprocont.2017.03.001
10. **Cartocci N.** A Comprehensive case study of data-driven methods for robust aircraft sensor fault isolation / N. Cartocci, M.R. Napolitano, G. Costante, M.L. Fravolini // *Sensors*. 2021. Vol. 21, no. 5. P. 1645. DOI: 10.3390/s21051645
11. **Gao T.** MEMS inertial sensor fault diagnosis using a cnn-based data-driven method / T. Gao, W. Sheng, M. Zhou, B. Fang, L. Zheng // *International Journal of Pattern Recognition and Artificial Intelligence*. 2020. Vol. 34, no. 14. P. 2059048. DOI: 10.1142/s021800142059048x
12. **Sheriff M.Z.** Process monitoring using data-based fault detection techniques: Comparative studies / M.Z. Sheriff, Ch. Botre, M. Mansouri, H. Nounou, M. Nounou, M.N. Karim // *Fault Diagnosis and Detection*. 2017. Chapter 10. P. 237–261. DOI: 10.5772/67347
13. **Swischuk R., Allaire D.** A machine learning approach to aircraft sensor error detection and correction // *Journal of Computing and Information Science in Engineering*. 2019. Vol. 19, no. 4. ID: 041009. 12 p. DOI: 10.1115/1.4043567

14. **Xu S.** A survey of knowledge-based intelligent fault diagnosis techniques [Электронный ресурс] // Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2019. Vol. 1187, no. 3. ID: 032006. DOI: 10.1088/1742-6596/1187/3/032006 (дата обращения: 12.04.2021).

15. **Balzano F.** Air data sensor fault detection with an augmented floating limiter / F. Balzano, M.L. Fravolini, M.R. Napolitano, S. d'Urso, M. Crispoltoni, G. del Core [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 2018. Article ID: 1072056. 16 p. DOI: 10.1155/2018/1072056 (дата обращения: 12.04.2021).

16. **Bondarenko Ju.V., Zybin E.Yu.** Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23, no. 3. P. 39–51. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-39-51

17. **Bondarenko Yu.V.** Nonparametric method for aircraft sensor fault real-time detection and localization / Yu.V. Bondarenko, A.Yu. Chekin, E.Yu. Zybin, V.V. Kosyanchuk // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020. Vol. 714. ID: 012004. 6 p. DOI: 10.1088/1757-899X/714/1/012004

18. **Зыбин Е.Ю., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н.** О минимальной параметризации решений линейных матричных уравнений // Вестник ИГЭУ. 2004. № 6. С. 127–131.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бондаренко Юлия Владиславовна, аспирант, ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА), yuliavladislavovna@gmail.com.

Зыбин Евгений Юрьевич, доктор технических наук, начальник лаборатории, ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» (ГосНИИАС), ezybin@2100.gosnias.ru.

SENSITIVITY ANALYSIS OF THE NONPARAMETRIC CRITERION OF AIRCRAFT FLIGHT CONTROL SYSTEM SENSORS FAILURES DETECTION AND ISOLATION

Julia V. Bondarenko¹, Eugene Yu. Zybin²

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

²*State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia*

The study was conducted with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research, grants 20-08-01215

ABSTRACT

Failures of the aircraft control system sensors can cause both deterioration of stability and controllability characteristics and the inability of safe automatic control. It is necessary to detect and isolate such failures to determine the time and place of their occurrence in order to disable failed sensors or to diagnose them subsequently for reconfiguration during the flight. The direct use of traditional parametric approaches for sensors health monitoring by using their mathematical models is impossible due to the lack of data about the true information input signals received by their sensitive elements. This leads to the necessity of solving the problem of modeling the aircraft flight dynamics with a high level of uncertainties, which makes it difficult to utilize the functional control methods and necessitate the use of excessive sensor hardware redundancy. Well-known nonparametric methods either require a priori knowledge base, preliminary training or long-term tuning on a large volume of real flight data or have low selective sensitivity for reliable detection of failed sensors. In this work, the original nonparametric criterion for detecting and isolating sensors failures is derived. Its sensitivity is analyzed by using a complete nonlinear mathematical model of aircraft flight dynamics

with a regular flight control system. The theoretical value and the criterion sensitivity coefficients are determined. The formula for the automatic evaluation of the float criterion threshold value is given. A high convergence of the results with theoretical ones is shown. This makes it possible to use the obtained criterion not only for the instant detection and isolation of sensors failures, but also for preliminary diagnostics of their quantitative characteristics.

Key words: aircraft, control system, sensors, health monitoring, failures detection and isolation, nonparametric criterion, sensitivity, threshold value.

REFERENCES

1. **Kosyanchuk, V., Selvesyuk, N. and Kulchak, A.** (2015). *Aircraft control law reconfiguration*. Aviation, vol. 19, no. 1, p. 14–18. DOI: 10.3846/16487788.2015.1015290
2. **Reppa, V., Polycarpou, M.M. and Panayiotou, C.G.** (2016). *Sensor fault diagnosis*. Foundations and Trends in Systems and Control, vol. 3, no. 1-2, p. 1–248, DOI: 10.1561/2600000007
3. **Lopes, P.V.P., Hsu, L., Vilzmann, M. and Kondak, K.** (2019). *Model-based sensor fault detection in an autonomous solar-powered aircraft*. FT2019. Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress, no. 162, p. 247–254. DOI: 10.3384/ecp19162029
4. **Prabhu, S. and Anitha, G.** (2020). *An innovative analytic redundancy approach to air data sensor fault detection*. The Aeronautical Journal, vol. 124, no. 1273, p. 346–367. DOI: 10.1017/aer.2019.143
5. **Fravolini, M.L., Napolitano, M.R., Del Core, G. and Papa, U.** (2018). *Experimental interval models for the robust fault detection of aircraft air data sensors*. Control Engineering Practice, vol. 78, p. 196–212. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2018.07.002>
6. **Kos'yanchuk, V.V.** (2004). *Checking and diagnostics of subsystems in a closed control loop*. Journal of Computer and Systems Sciences International, vol. 43, no. 1, p. 62–71.
7. **Tidriri, K., Chatti, N., Verron, S. and Tiplica, T.** (2016). *Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges*. Annual Reviews in Control, vol. 42, p. 63–81. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2016.09.008
8. **Fravolini, M.L., Del Core, G., Papa, U., Valigi, P. and Napolitano, M.R.** (2017). *Data-driven schemes for robust fault detection of air data system sensors*. IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 27, no. 1, p. 234–248. DOI: 10.1109/TCST.2017.2758345
9. **Wang, K., Chen, J. and Song, Z.** (2017). *Data-driven sensor fault diagnosis systems for linear feedback control loops*. Journal of Process Control, vol. 54, p. 152–171. DOI: 10.1016/j.jprocont.2017.03.001
10. **Cartocci, N., Napolitano, M.R., Costante, G. and Fravolini, M.L.** (2021). *A comprehensive case study of data-driven methods for robust aircraft sensor fault isolation*. Sensors, vol. 21, no. 5, p. 1645. DOI: 10.3390/s21051645
11. **Gao, T., Sheng, W., Zhou, M., Fang, B. and Zheng, L.** (2020). *MEMS inertial sensor fault diagnosis using a cnn-based data-driven method*. International Journal of Pattern Recognition and Artificial Intelligence, vol. 34, no. 14, p. 2059048. DOI:10.1142/s021800142059048x
12. **Sheriff, M.Z., Botre, Ch., Mansouri, M., Nounou, H., Nounou, M. and Karim, M.N.** (2017). *Process monitoring using data-based fault detection techniques: Comparative studies*. In book: Fault Diagnosis and Detection, chapter 10, p. 237–261. DOI: 10.5772/67347
13. **Swischuk, R. and Allaire, D.** (2019). *A machine learning approach to aircraft sensor error detection and correction*. Journal of Computing and Information Science in Engineering, vol. 19, no. 4, ID: 041009, 12 p. DOI: 10.1115/1.4043567
14. **Xu, S.** (2019). *A survey of knowledge-based intelligent fault diagnosis techniques*. Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, vol. 1187, no. 3, ID: 032006. DOI: 10.1088/1742-6596/1187/3/032006 (accessed: 12.04.2021).

15. Balzano, F., Fravolini, M.L., Napolitano, M.R., D’Urso, S., Crispoltoni, M. and Del Core, G. (2018). *Air data sensor fault detection with an augmented floating limiter*. International Journal of Aerospace Engineering, vol. 2018, article ID: 1072056, 16 p. DOI: 10.1155/2018/1072056

16. Bondarenko, Ju.V. and Zybin, E.Yu. (2020). *Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 3, p. 39–51. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-39-51

17. Bondarenko, Yu.V., Chekin, A.Yu., Zybin, E.Yu. and Kosyanchuk, V.V. (2020). *Non-parametric method for aircraft sensor fault real-time detection and localization*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 714, ID: 012004, 6 p. DOI: 10.1088/1757-899X/714/1/012004

18. Zybin, E.Yu., Misrikhanov, M.Sh. and Ryabchenko, V.N. (2004). *O minimalnoy parametrizatsii resheniy lineynykh matrichnykh uravneniy* [On minimal parameterization of solutions to linear matrix equations]. Vestnik IGEU, no. 6, p. 127–131. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Julia V. Bondarenko, Post-Graduate Student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, yuliavladislavovna@gmail.com.

Eugene Yu. Zybin, Doctor of Technical Sciences, Head of Laboratory, State Research Institute of Aviation Systems, ezybin@2100.gosniias.ru.

Поступила в редакцию 15.06.2021
Принята в печать 21.09.2021

Received 15.06.2021
Accepted for publication 21.09.2021

УДК.629.7.01

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-49-59

SCIENTIFIC BASIS FOR THE TRAINER AIRCRAFT ANTI-G EQUIPMENT REQUIREMENTS

M.A. KISELEV¹, S.V. LEVITSKY², D.V. MOROSHKIN²

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

²*JSC Irkut Corporation, Moscow, Russia*

The design process of a new aircraft (AC) is always associated with the issue of choosing its basic technical parameters, or, in other words, the formation of its conceptual design. In case of a civil aircraft, the choice of these parameters is defined by the requirements for operational safety, market conditions, norms that specify the tolerable harmful impact of the aircraft on the environment, etc. In case of a military aircraft, its outlay mostly depends on the concept of potential military threats, ways of using the military aircraft in military conflicts. Some of these requirements are formulated in regulatory documents – the Aviation Requirements for Civil Aircraft and the General Tactical and Technical Requirements of the Air Force for Military Aircraft. For example, Part 25 of the Aviation Requirements for Civil Aircraft defines the Airworthiness Standards for transport aircraft. It should be noted that the stated above requirements are often a tool of competition, for example, when tightening the aircraft noise abatement procedures provides advantages for particular manufacturers, not admitting other manufacturers to enter the market, whose aircraft do not conform to the new standards. Thus, complying with the requirements virtually involves additional costs both in the aircraft development and during its operation. In addition, the implementation of the requirements stated above can lead to the deterioration of the aircraft's performance, and hence, to the decrease of its competitiveness and combat effectiveness. Therefore, each requirement of the regulatory documents should have a profound scientific rationale. This article analyzes one of the regulatory documents requirements referring to the necessity of anti-g system on board aircraft. The authors propose the approach to specify the existing criterion to provide the scientific basis for the anti-g system on board aircraft by assessing the actual level of pilot load when maneuvering. The subject under study is of particular importance for the Yak-152 trainer aircraft. The actual level of loads during pilotage of the Yak-152 trainer aircraft does not require the use of the anti-g system but if to be based on a formal criterion, namely, in terms of the maximum operational overload value, the aircraft should be fitted out with such a system.

Key words: g-load, anti-g system, trainer aircraft.

INTRODUCTION

According to the adopted classification, aircraft, depending on the maneuverability parameters, are subdivided into highly maneuverable, maneuverable, limitedly maneuverable and non-maneuverable. The aircraft belong to the class of highly maneuverable if they sustain the maximum available g-load of $n_{y \max} > 7$ and perform the entire list of complex and aerobatic maneuvers.

To ensure the effective working pilot capacity, it is prescribed to equip this class aircraft with a special anti-g system that increases the tolerable g-level. Simultaneously, no distinction is made between a high-speed and low-speed aircraft, although the tolerable g-level directly depends on the time of its action, which is specified by a maneuvering airspeed envelope.

It is proposed to introduce a pilot load level assessment criterion, which is calculated on the basis of mathematical modeling of complex aerobatics typical maneuvers to determine the actual pilot load and to establish the scientific basis for the practicability of the use of anti-g equipment for various aircraft types.

RESEARCH METHODS AND METHODOLOGY

The impact of g-load on a human body has been well studied [1–5]. It can be asserted that there is some kind of the upper threshold of g-load, which even an untrained person can suffer without any health problems.

The integral load on the pilot under g-load, exceeding the threshold value during the time of Δt , can be defined using the following formula:

$$N_{\pi} = \int_0^{\Delta t} \Delta n_{y\pi} dt$$

where $\Delta n_{y\pi} = n_{y\pi} - n_{y\pi}^{\text{пор}}$;

$n_{y\pi}$ – current g-load affecting the pilot in the direction “head-pelvis”;

$n_{y\pi}^{\text{пор}}$ – the g-load threshold value impacting the pilot without time limit.

G-load, impacting the pilot in the direction of “head-pelvis”, differs from the normal speed g-load that is characteristic for a maneuvering aircraft and rated by the following formula [6]:

$$n_{y\pi} = \cos[\phi_k + \arctg(\frac{n_x}{n_y})] \cdot \sqrt{n_{ya}^2 + n_{xa}^2},$$

where n_y, n_x – the normal and longitudinal g-load constituents in the projections on the coordinate system axis;

n_{ya}, n_{xa} – the normal and tangential g-load constituents in the projections on the velocity coordinate system axis;

ϕ_k – an angle of the pilot's seat inclination to the corresponding coordinate system Oy axis.

In order to facilitate the evaluation, it is reasonable to use a dimensionless criterion or a normalized pilot load level when maneuvering the aircraft during t_m time:

$$\bar{N}_{\pi} = \frac{N_{\pi}}{t_m}.$$

The maximum normalized pilot load level is achieved if the aircraft instantly imposes and sustains g-load of $n_{y\pi}$, which is equal to aircraft maximum operational g-load of n_y^{max} , during the whole time of maneuver t_m .

The regulatory requirements for maneuverable aircraft calculate the g-load threshold value, which makes it possible to operate the aircraft without using pilot anti-g equipment. It equals $n_{y\pi}^{\text{пор}} = 3$. Hence, at $n_y^{\text{max}} = 8$ the maximum possible normalized pilot level equals $\bar{N}_{\pi \text{ макс}} = 5$ units.

Let us assess the pilot's capabilities under physical load on two aircraft: a high-speed jet combat training Yak-130 [7] and a low-speed light training Yak-152 [8]. Both aircraft have the equal maximum available g-loads of $n_y^{\text{max}} = 8$, therefore, they are subjected to the requirement to be equipped with an anti-g system as a part of aircraft hardware.

For comparison, the actual normalized pilot load level \bar{N}_{π} is used as a criterion when performing complex aerobatics maneuvers with the highest level of g-loads. All the maneuvers start at the maximum instrumental speed for this aircraft using the maximum operating engine mode (EOM).

RESEARCH RESULTS

Figures 1–5 show the actual laws of g-loads variations acting on the pilot in the direction of “head-pelvis”. The corresponding normalized pilot load levels of \bar{N}_{π} are shown in Table 1.

While calculating $n_{yЛ}$, it was considered that for the Yak-130 aircraft $\varphi_k = 17^\circ$, but for the Yak-152 aircraft an angle of seat inclination is increased and equal to $\varphi_k = 25^\circ$ in order to reduce the impact of g-load on the pilot.

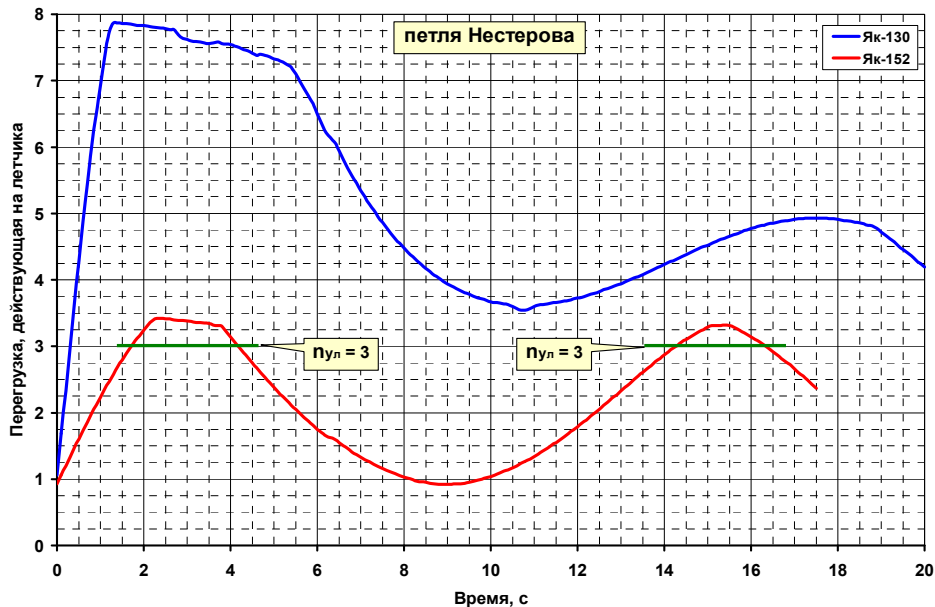


Fig. 1. G-load variation while performing the complete loop (Nesterov loop)

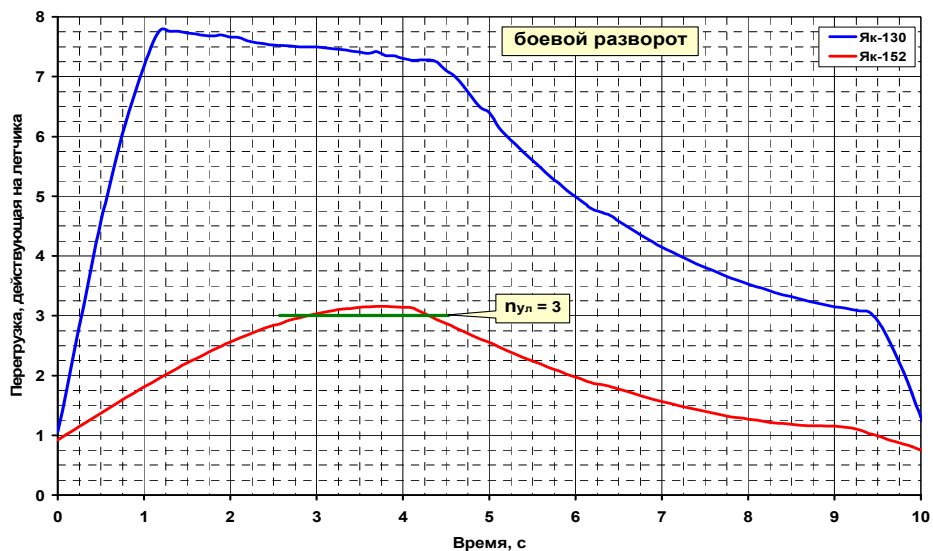


Fig. 2. G-load variation while performing a combat turn

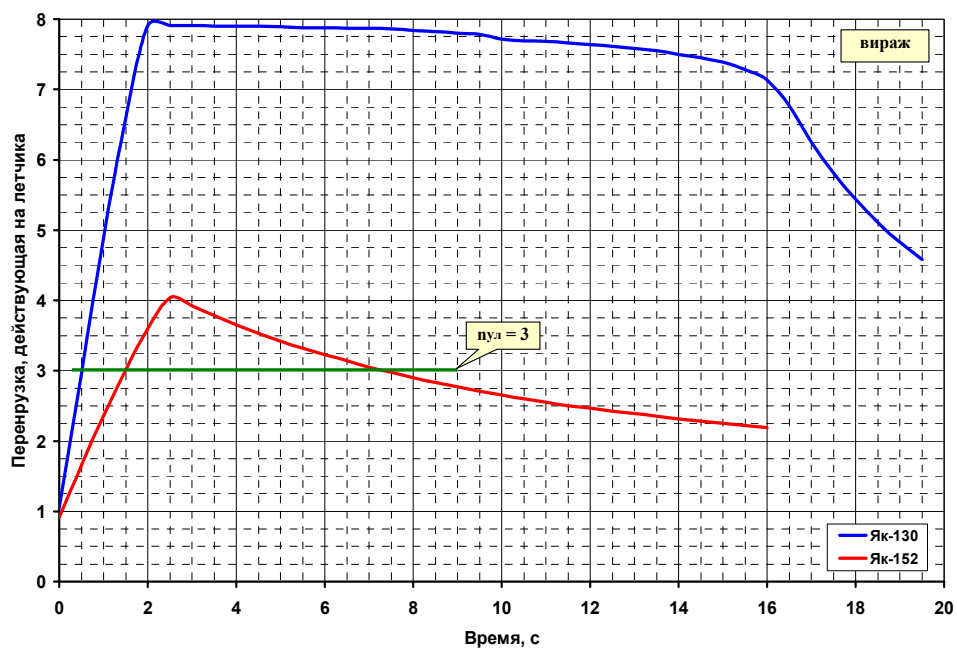


Fig. 3. G-load variation while performing an accelerated turn

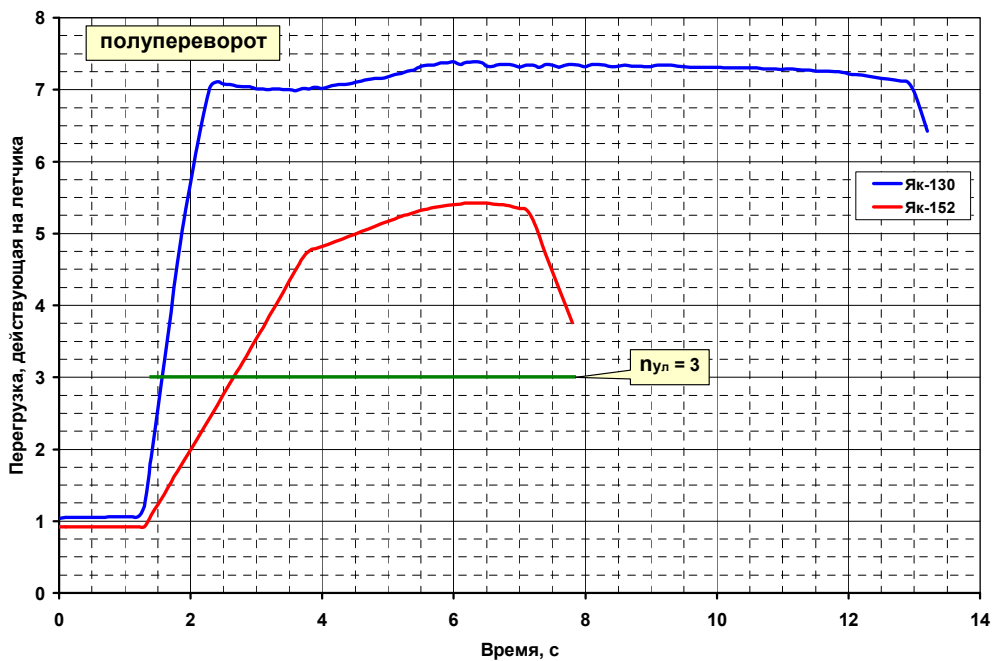


Fig. 4. G-load variation when performing a half roll

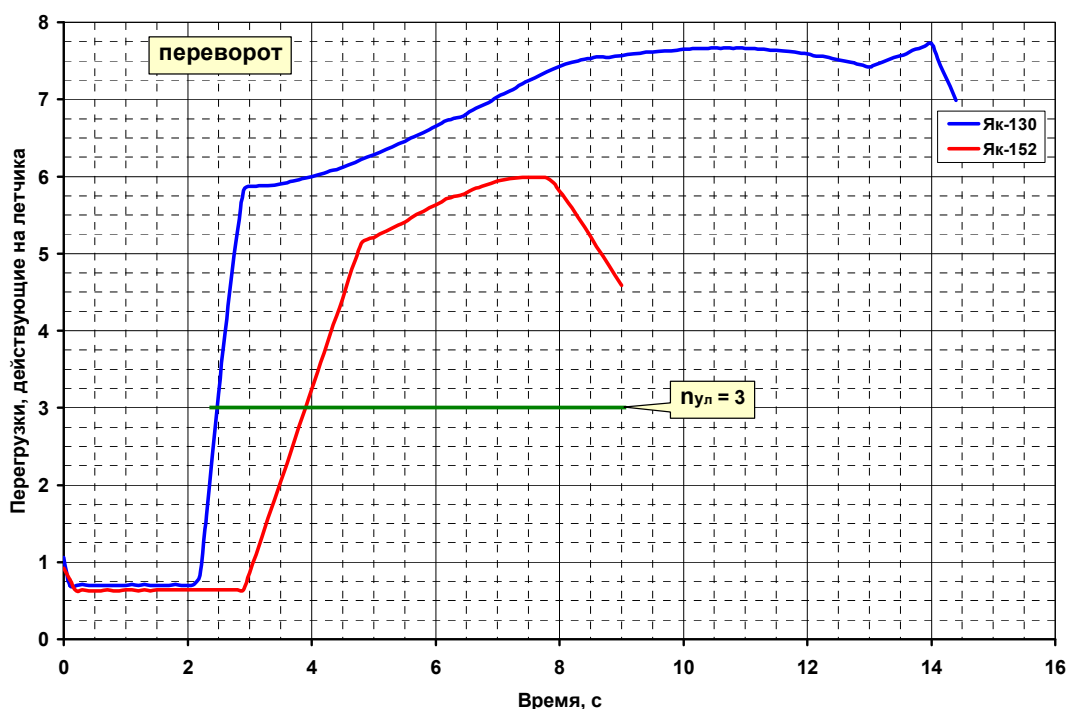


Fig. 5. G-load variation when performing a full roll

Table 1

Summary indexes of complex aerobatics typical maneuvers

Type of maneuver	Yak-130		Yak-152	
	T_m , sec	\bar{N}_n , units	T_m , sec	\bar{N}_n , units
Complete loop (The Nesterov loop)	20.0	2.19	17.5	0.066
Combat turn at $\eta = +60^\circ$	10.0	1.89	10.0	0.013
Accelerated turn	19.5	4.10	16.0	0.158
A half roll at $\eta = -60^\circ$	13.5	3.59	8.0	1.47
A full roll	14.5	3.32	9.0	1.29

The obtained results show that the summary integral indexes of pilot load for the Yak-152 are many times lower than those ones for the Yak-130, despite their maximum available g-loads equality.

In order to make a decision about the reasonable installation of the anti-g system on board aircraft, it is necessary to compare the achieved load level \bar{N}_n on the given aircraft with $\bar{N}_{n, \text{мин}}$, which the pilot experiences without any special equipment.

G-load capability is considered to be overloaded that do not cause noticeable disorders or cause minor and transient health problems. The capability to withstand acceleration stresses under an assigned level of training is specified as: the g-load magnitude, rate of its increase, direction and duration.

The pilot in the sitting position withstands g-load quite satisfactorily in the "head – pelvis" direction up to 6 units during $\Delta t = 1...2$ seconds without any trouble to sight, maintaining working capac-

ity. Physically well-trained, experienced pilots satisfactorily withstand g-loads of 7...8 units, but in some cases they do 9...9.5 units with the duration of up to $\Delta t = 1$ second. The shorter the time of the g-load effect is, the easier a human body can withstand. A man can tolerate g-load of 20 units during the time of $\Delta t = 0.1...0.2$ seconds without any discernible visual and central nervous system disorders. Sportsmen-pilots can reach $n_{y\pi}$ of ≥ 12 units without any signs of physiological disorders [9].

Trained pilots withstand g-loads of $n_{y\pi} = 4$ quite satisfactorily for three minutes on centrifuges. An untrained person starts suffering visual disorders in the form of peripheral vision loss (gray veil) in $\Delta t \approx 10...15$ seconds of being subjected to g-load equal to $n_{y\pi} = 3...4$ units.

If we present this data in the form of a diagram of possible tolerance g-load based on the time of g-effect, it will be possible to make a boundary of tolerance $n_{y\pi}$ over the maneuvering time (fig. 6 – red line). Taking into account the fact that due to the loss of airspeed, the time of powerful training aircraft maneuvering does not exceed $t_m = 10...15$ seconds, so, the tolerable and normalized load level of the pilot is $\bar{N}_{\pi \text{ min.}} = 1,4...2,1$.

Having compared $\bar{N}_{\pi \text{ min.}}$ with the data given in Table 1, we have concluded that the pilot load level on the Yak-130 aircraft exceeds significantly the pilot's physiological abilities ($\bar{N}_{\pi} = 2,19...4,10$), and this fact makes it necessary to equip the aircraft with an anti-g system.

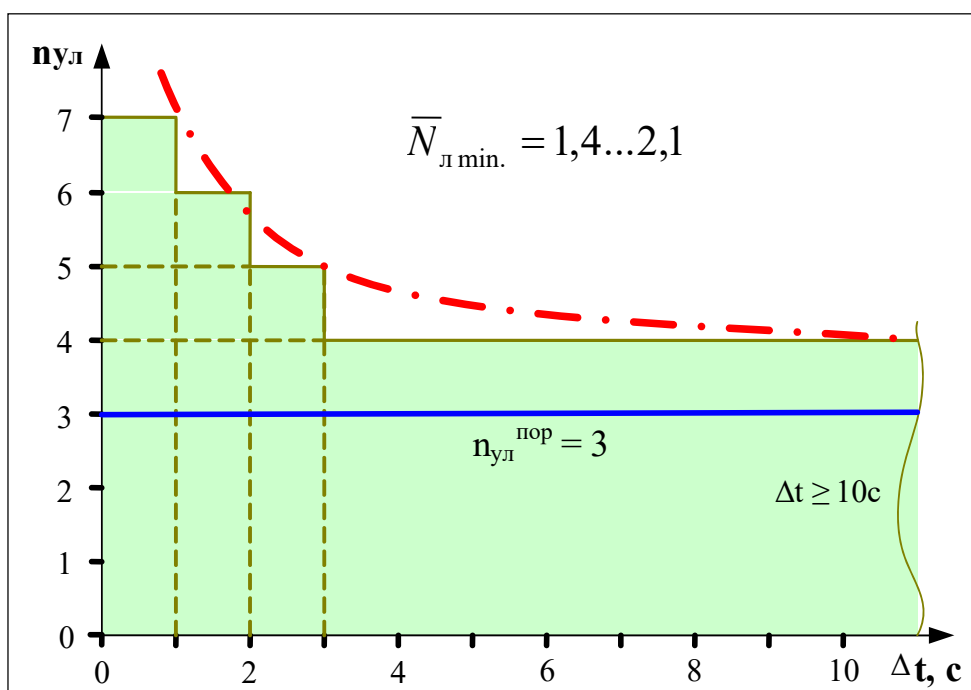


Fig. 6. The boundary of tolerable g-load

While flying the Yak-152 aircraft, the load pilot level does not virtually exceed the pilot's physiological abilities ($\bar{N}_{\pi} \leq 1,47$) even while extremely powerful maneuvering, which does not make it reasonable to complicate a trainer aircraft, also to increase costs and weight by mounting a redundant amount of equipment.

An adequate ability to withstand short-term overloads by a trained pilot makes the installation of anti-g systems on low-speed aircraft impractical. Thus, neither a single trainer nor an aerobatic aircraft with a piston engine has such a system, despite the high level of available g-loads:

$$\begin{aligned} \text{SU-26} & - n_{y \max}^3 = -10 \dots +12; \\ \text{SU-29} & - n_{y \max}^3 = -10 \dots +12; \\ \text{YAK-54} & - n_{y \max}^3 = -6 \dots +9; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{YAK-55} & - n_{y \max}^3 = -6 \dots +9; \\ \text{YAK-52} & - n_{y \max}^3 = -5 \dots +7; \\ \text{YAK-152} & - n_{y \max}^3 = -6 \dots +8. \end{aligned}$$

In order to assess the actual g-loads level on pilots of the Yak-152 aircraft, a simulation of complex aerobatic maneuvers, stipulated by the corresponding exercise of the Flight Training Course for a training aircraft and performed in compliance with the requirements of the Aircraft Flight Manual, was carried out.

When flying into the zone for complex aerobatics, the successive maneuvers are prescribed: the complete loop (the Nesterov loop), full roll, dive at a flight-path angle of -45° (entering by two half rolls), pitch-up maneuver at a flight-path angle of $+45^\circ$ (exiting by two half rolls), a combat maneuver by the type of a skewed loop at a flight-path angle of $\eta = +45^\circ$, a steady orbit with the ultimate engine thrust overload ($\gamma \approx 60^\circ$).

The summary results of the complex aerobatic maneuvers modeling with the stated pilot load are shown in Table 2.

Table 2

Complex aerobatics maneuvers summary indexes in accordance with the Aircraft Flight Manual

Type of maneuver	YAK-152 maneuvering indexes			
	Δt , sec	t_m , sec	$n_{y \text{л max}}$, units	$\bar{N}_{\text{л}}$, units
Complete loop (The Nesterov loop)	4.2	17.5	3.42	0.066
Combat maneuver at $\eta = +45^\circ$	2.2	10.9	3.35	0.044
Orbit with $\gamma = 60^\circ$	0	29.0	1.77	0
Pitch-up maneuver at $\nu = +45^\circ$	0	14.0	2.8	0
A dive at $\nu = -45^\circ$	2.2	14.0	4.2	0.098
Full roll	3.2	14.0	3.65	0.093

The research results show that in training flights according to the program of initial and basic training on a Yak-152 trainer aircraft with the engine-propeller power plant, the maximum g-load on the pilot ($n_{y \text{л max}}$) barely reaches four units, and the load level is significantly lower ($\bar{N}_{\text{л}} \ll \bar{N}_{\text{л min}}$) than that one an untrained person can tolerate.

The Yak-152 aircraft technical capability to impose and sustain high g-loads is clearly illustrated by the g-load polar in Figure 7. It can be seen that under a normal g-load, which is above the threshold value of $n_{y \text{л}}^{\text{nop}} = 3$, significant negative values of tangential g-load occur in the entire speed range. This leads to a rapid loss of speed, and, accordingly, to the available normal aircraft g-load.

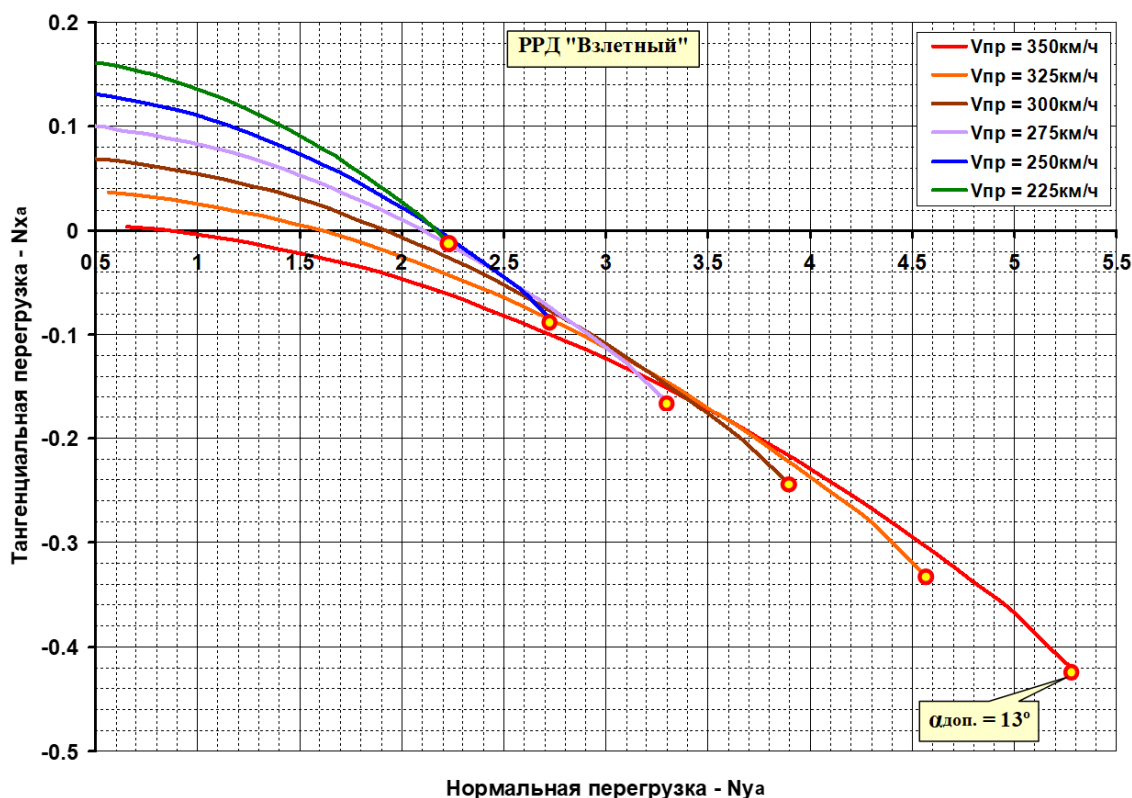


Fig. 7. G-load polar of the Yak-152 aircraft

DISCUSSION OF THE RESULTS OBTAINED

The research results presented above have shown that an untrained person on a Yak-152 aircraft can only exceed the boundary of g-load tolerance by maneuvering with the amount of g-load equal to $n_{уд} \approx 4$ at the speed almost equal to the maximum when descending with the vertical speed of about 30 m/s (for example, performing a steep spiral down). Besides, the Yak-152 aircraft is designed for the initial training and selecting cadets capable to master the profession of a highly maneuverable aircraft pilot in the future, which means to withstand continuous maneuvering with the normal overload of 9 units without loss of working capacity. The problem of resistance of the pilot to the heavy g-loads effects is relevant today [10, 11] since it is directly related to flight safety [12, 13]. Therefore, as early as on the stage of initial training, the future pilot must master effective respiratory and muscular protection techniques that increase resistance to g-loads by 3...3.5 units [4, 14]. Consequently, on the basis of the results stated above, it can be concluded that there is no scientific basis to install the anti-g protective system on the Yak-152 aircraft.

CONCLUSION

When forming a list of hardware equipment for a trainer aircraft, it is unacceptable to adopt a formal directive approach that can turn excessive equipment into ballast, deteriorating aircraft performance. Availability of any additional system should be substantiated by the requirements of operational safety, improvement of flight-technical, operational, training or other aircraft performance that are essential in terms of the aircraft characteristics tasks being solved. On the aircraft with the pilot load level of $\bar{N}_n \leq 2$, the installation of anti-g equipment is not merely impractical, but also adverse, since it impairs the future pilot training quality. Weight increase, associated with the installation of addition-

al equipment, affects a trainer aircraft. It can significantly worsen maneuverability, takeoff, landing and piloting performance, and consequently, deteriorate operation safety. So, requirements validation for the trainer aircraft anti-g equipment must be necessarily based on the results of comparing the achieved pilot load level of $\bar{N}_{\text{п}}$ on this aircraft with that of $\bar{N}_{\text{п.МНН}}$ which the pilot tolerates well without any special equipment. The article presented the results of comparing the achieved pilot load level of $\bar{N}_{\text{п}}$, on the Yak-152 trainer aircraft with load level of $\bar{N}_{\text{п.МНН}}$ which the pilot tolerates well without any special equipment. The given results convincingly indicate the inexpediency of equipping the Yak-152 with anti-g system.

REFERENCES

1. **Lavnikov, A.A.** (1971). *Osnovy aviatsionnoy meditsiny* [Aviation medicine fundamentals]. Moscow: Voenizdat, 271 p. (in Russian)
2. **Ercan, E. and Gunduz, S.H.** (2020). *The effects of acceleration forces on cognitive functions*. Microgravity Science and Technology, vol. 32, issue 5, p. 681–686. DOI: 10.1007/s12217-020-09793-0
3. **Frett, T., Petrat, G., Van Loon, J., Hemmersbach, R. and Anken, R.** (2016). *Hypergravity facilities in the ESA ground-based facility program – current research activities and future tasks*. Microgravity Science and Technology, vol. 28, no. 3, p. 205–214.
4. **Gander, D.V.** (2007). *Professionalnaya psikhopedagogika* [Professional psychopedagogy]. Moscow: Voenyektizdat, 336 p. (in Russian)
5. **Isakov, P.K., Ivanov, D.I., Popov, I.G. and others.** (1975). *Teoriya i praktika aviatsionnoy meditsiny* [Aviation medicine theory and practice]. Moscow: Meditsina, 359 p. (in Russian)
6. **Levitskiy, S.V. and Sviridov, N.A.** (2008). *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow: VVIA im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, 321 p. (in Russian)
7. **Levitckiy, S.V., Ikryannikov, E.D. and others.** (2015). *Samolet Yak-130UBS. Aerodinamika i letnyye kharakteristiki: kollektivnaya monografiya* [Yak-130UBS Aircraft. Aerodynamics and Flight Performance: Collective Monograph], in Podobedov V.A., Popovich K.F. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 347 p. (in Russian)
8. **Kiselev, M.A., Levitsky, S.V., Moroshkin, D.V. and Podobedov, V.A.** (2021). *Features of the new Yak-152 flight-training aircraft performance*. Civil Aviation High Technologies, vol. 24, no. 2, p. 105–118. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-2-105-118 (in Russian)
9. **Simonov, M.P.** (1997). *Za granitsami vozmozhnogo* [Beyond the boundaries of the possible]. Aviapanorama, no. 1 (2), p. 14–16. (in Russian)
10. **Newman, D.G. and Callister, R.** (2008). *Cardiovascular training effects in fighter pilots induced by occupational high G exposure*. Aviation, Space and Environmental Medicine, vol. 79, no. 8, p. 774–778. DOI: 10.3357/asm.1575.2008
11. **Newman, D.G. and Callister, R.** (2009). *Flying experience and cardiovascular response to rapid head-up tilt in fighter pilots*. Aviation, Space and Environmental Medicine, vol. 80, no. 8, p. 723–726. DOI: 10.3357/asm.2533.2009
12. **Slungaard, E., McLeod, J., Green, N.D.C., Kiran, A., Newham, D.J. and Harridge, S.D.R.** (2017). *Incidence of G-induced loss of consciousness and almost loss of consciousness in the royal air force*. Aerospace Medicine and Human Performance, vol. 88, no. 6, p. 550–555. DOI: 10.3357/AMHP.4752.2017
13. **Green, N.D. and Ford, S.A.** (2006). *G-induced loss of consciousness: Retrospective survey results from 2259 military aircrew*. Aviation, Space and Environmental Medicine, vol. 77, no. 6, p. 619–623.

14. Zasyadko, K.I., Nevzorova, E.V. and Vonarshenko, A.P. (2017). *Formation of psychophysiological resistance to the effects of maneuvering overloads in pilots by physical training methods*. Tambov University Reports. Series: Natural and Technical Sciences, vol. 22, no. 2, p. 375–381. DOI: 10.20310/1810-0198-2017-22-2-375-381 (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Mikhail A. Kiselev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Aerodynamics, Design and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, m.kiselev@mstuca.aero.

Sergey V. Levitsky, Doctor of Technical Sciences, Professor, Leading Design Engineer, JSC Irkut Corporation, flamento@yandex.ru.

Dmitry V. Moroshkin, Leading Design Engineer, JSC Irkut Corporation, mdv.vvia@gmail.com.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЕТА

М.А. Киселев¹, С.В. Левицкий², Д.В. Морoshкин²

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

²Публичное акционерное общество «Научно-производственная корпорация "Иркут"»,
г. Москва, Россия

Создание нового воздушного судна (ВС) всегда сопряжено с проблемой выбора его основных технических параметров или, другими словами, формированием его внешнего облика. В случае гражданского ВС выбор указанных параметров определяется требованиями безопасности эксплуатации, конъюнктуры рынка, нормами, определяющими допустимое вредное воздействие самолета на окружающую среду и т. п. В случае военного ВС его облик во многом определяется представлениями о характере будущих военных угроз, способах применения ВС в военных конфликтах. Часть указанных требований формулируется в нормативных документах – авиационных правилах для гражданских ВС и общих тактико-технических требованиях ВВС для ВС военного назначения. Так, например, часть 25 авиационных правил определяет нормы летной годности ВС транспортной категории. Следует отметить, что зачастую указанные требования являются инструментом конкурентной борьбы, когда ужесточение, например, требований по шуму ВС обеспечивает преимущества для конкретных производителей, не допуская на рынок иных производителей, ВС которых не удовлетворяют новым нормам. Таким образом, реализация требований почти всегда связана с дополнительными затратами как при разработке ВС, так и при его эксплуатации. Кроме того, реализация указанных требований может приводить к ухудшению летно-технических характеристик ВС, а значит, к снижению его коммерческой привлекательности, боевой эффективности. Поэтому каждое требование нормативных документов должно иметь под собой глубокое научное обоснование. В данной статье анализируется одно из требований нормативных документов, касающееся необходимости наличия на ВС противоперегрузочной системы. Авторы предлагают подход, обеспечивающий уточнение существующего критерия наличия противоперегрузочной системы на ВС за счет оценки фактического уровня физического нагружения летчика при маневрировании. Особую важность исследуемая проблема имеет для учебно-тренировочного самолета Як-152, фактический уровень нагрузок при пилотировании которого не требует использования противоперегрузочной системы, но по формальному признаку, а именно по величине максимальной эксплуатационной перегрузки, такая система на самолете должна быть.

Ключевые слова: перегрузка, противоперегрузочная система, учебно-тренировочный самолет.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Киселев Михаил Анатольевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, m.kiselev@mstuca.aero.

Левицкий Сергей Владимирович, доктор технических наук, профессор, ведущий инженер-конструктор ПАО «Корпорация "Иркут"», flamento@yandex.ru.

Морошкин Дмитрий Владимирович, ведущий инженер-конструктор ПАО «Корпорация "Иркут"», mdv.vvia@gmail.com.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Лавников А.А.** Основы авиационной медицины. М.: Воениздат, 1971. 271 с.
2. **Ercan E., Gunduz S.H.** The effects of acceleration forces on cognitive functions // Microgravity Science and Technology. 2020. Vol. 32, iss. 5. P. 681–686. DOI: 10.1007/s12217-020-09793-0
3. **Frett T.** Hypergravity facilities in the ESA ground-based facility program – current research activities and future tasks / T. Frett, G. Petrat, J. Van Loon, R. Hemmersbach, R. Anken // Microgravity Science and Technology. 2016. Vol. 28, no. 3. P. 205–214. DOI: 10.1007/s12217-015-9462-9
4. **Гандер Д.В.** Профессиональная психопедагогика. М.: Воентехиниздат, 2007. 336 с.
5. **Исаков П.К., Иванов Д.И., Попов И.Г. и др.** Теория и практика авиационной медицины. М.: Медицина, 1975. 359 с.
6. **Левицкий С.В., Свиридов Н.А.** Динамика полета. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 321 с.
7. **Левицкий С.В., Икрянников Е.Д. и др.** Самолет Як-130УБС. Аэродинамика и летные характеристики: коллективная монография / Под ред. В.А. Подобедова, К.Ф. Поповича. М.: Машиностроение, 2015. 347 с.
8. **Киселев М.А.** Особенности летно-технических характеристик нового учебно-тренировочного самолета Як-152 / М.А. Киселев, С.В. Левицкий, Д.В. Морошкин, В.А. Подобедов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 2. С. 105–118. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-2-105-118
9. **Симонов М.П.** За границами возможного // Авиапанорама. 1997. № 1 (2). С. 14–16.
10. **Newman D.G., Callister R.** Cardiovascular training effects in fighter pilots induced by occupational high G exposure // Aviation, Space and Environmental Medicine. 2008. Vol. 79, no. 8. P. 774–778. DOI: 10.3357/asem.1575.2008
11. **Newman D.G., Callister R.** Flying experience and cardiovascular response to rapid head-up tilt in fighter pilots // Aviation, Space and Environmental Medicine. 2009. Vol. 80, no. 8. P. 723–726. DOI: 10.3357/asem.2533.2009
12. **Slungaard E.** Incidence of G-induced loss of consciousness and almost loss of consciousness in the royal air force / E. Slungaard, J. McLeod, N.D.C. Green, A. Kiran, D.J. Newham, S.D.R. Harridge // Aerospace Medicine and Human Performance. 2017. Vol. 88, no. 6. P. 550–555. DOI: 10.3357/AMHP.4752.2017
13. **Green N.D., Ford S.A.** G-induced loss of consciousness: Retrospective survey results from 2259 military aircrew // Aviation, Space and Environmental Medicine. 2006. Vol. 77, no. 6. P. 619–623.
14. **Засядько К.И., Невзорова Е.В., Вонаршенко А.П.** Формирование психофизиологической устойчивости к воздействию перегрузок маневрирования у пилотов методами физической подготовки // Вестник Тамбовского университета. Серия: естественные и технические науки. 2017. Т. 22, № 2. С. 375–381. DOI: 10.20310/1810-0198-2017-22-2-375-381

Поступила в редакцию
Принята в печать

11.05.2021
21.09.2021

Received
Accepted for publication

11.05.2021
21.09.2021

УДК 534.83:629.735.45

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-60-75

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИНТОВ МУЛЬТИКОПТЕРОВ

К.Г. КОСУШКИН¹, Б.С. КРИЦКИЙ¹, Р.М. МИРГАЗОВ¹

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

В статье представлены результаты расчетных исследований аэродинамических характеристик несущих систем беспилотных мультикоптеров различных компоновок, выявлены особенности обтекания винтов, проведена оценка взаимовлияния винтов друг на друга. Расчеты основывались на нелинейной лопастной вихревой теории винта в нестационарной постановке. Рассмотрены комбинации из четырех, восьми (четыре соосных) и четырнадцать двухлопастных винтов при скоростях полета $V = 100, 150, 200$ км/ч. Для каждой комбинации винтов и скорости полета полуэмпирическими методами выбираются: углы атаки винтов, частота вращения, углы установки лопастей и геометрические параметры под заданную взлетную массу аппарата. Расчеты показали, что для несущей системы из четырех винтов (квадрокоптер) два винта, расположенные ниже по потоку, в зависимости от скорости из-за взаимовлияния имеют значения коэффициентов тяги меньше $\approx 10\text{--}20\%$, чем винты, находящиеся выше по потоку. Для соосной четырехвинтовой системы влияние верхнего переднего винта на верхний задний винт аналогично влиянию передних винтов на задние в четырехвинтовой несущей системе. Влияние верхнего переднего винта на нижний задний винт по средней величине тяги не меняется, а изменения имеют только локальный характер. Взаимовлияние других винтов друг на друга имеет аналогичный с четырехвинтовым вариантом характер. У мультикоптера с четырнадцативинтовой несущей системой формируется сложная картина течения, которая порождает нерегулярность в изменении коэффициентов тяги по времени. В зависимости от режима и расположения винта значение среднего коэффициента тяги винта может изменяться приблизительно в два раза. Расчеты показали, что при одинаковых геометрических и кинематических параметрах тяга винтов может существенно отличаться, что без дополнительных управляющих воздействий вызывает значительные дестабилизирующие моменты. Пульсации тяги и, соответственно, вибрации возрастают с увеличением скорости полета. Вероятно, что при правильно выбранной конфигурации винтов и системе автоматического управления можно парировать всплески тяги так называемой подборкой «фазировки» – выбором начального угла по азимуту для каждого винта.

Ключевые слова: мультикоптер, несущий винт, многвинтовые системы, взаимовлияние винтов, беспилотные летательные аппараты, аэродинамические характеристики, вихревые методы.

ВВЕДЕНИЕ

Мультикоптеры (рис. 1–4) находят все более широкое распространение в различных областях, таких как сельское хозяйство, лесоохрана, картография, видеонаблюдение и др. [1–6]. Несущие винты (НВ) мультикоптеров, в отличие от винтов других винтокрылых летательных аппаратов, как правило, фиксированного общего шага и приводятся во вращение с помощью электродвигателей [7]. Для мультикоптеров – беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) характерно большое количество несущих винтов, от четырех, которые могут занимать сложные пространственные положения и, соответственно, оказывать сильное индуктивное влияние друг на друга, особенно при больших поступательных скоростях полета. Взаимовлияние необходимо учитывать при разработке систем автоматического управления БПЛА.

В статье приводится расчетное исследование аэродинамических характеристик несущих систем беспилотных мультикоптеров различных компоновок, выявление особенностей обтекания винтов, оценка взаимовлияния винтов друг на друга. Рассматриваются комбинации из четырех, восьми (четыре соосных) и четырнадцать двухлопастных винтов.



Рис. 1. Четырехвинтовой БПЛА
Fig. 1. Quadcopter



Рис. 2. Шестивинтовой БПЛА
Fig. 2. Hexacopter



Рис. 3. Восьмивинтовой БПЛА
Fig. 3. Octocopter



Рис. 4. Восемнадцативинтовой мультикоптер
Fig. 4. Eighteen-rotor multi-rotor design

Существуют различные методы расчета винтов винтокрылых летательных аппаратов: с использованием интегральных формул, дисковых и лопастных вихревых теорий и сеточные методы [8–14]. Данные расчетные исследования проводились с использованием разработанной в ЦАГИ «Программы расчета многвинтовых систем винтокрылых летательных аппаратов различной конфигурации» (MultiRotor VTOL [15]). Программа предназначена для оперативной оценки как интегральных, так и распределенных аэродинамических характеристик и основана на апробированных и надежных вихревых методах.

О МЕТОДЕ РАСЧЕТА

В работе численное исследование проводилось на основе нелинейной лопастной теории винта в нестационарной постановке на базе тонкой несущей поверхности. Методология расчета нестационарного аэродинамического нагружения лопастей НВ изложена в [8, 9]. Кинематические параметры движения считаются известными. Ограничений на форму лопастей винта, их количество, а также на характер их движения не накладываемся. Лопастей винта заменяются бесконечно тонкими базовыми поверхностями. Рассматривается идеальная несжимаемая среда. Течение вне лопастей винта и их следов считается безвихревым. Выполняются следующие граничные условия: на несущих поверхностях условие непротекания; при переходе через поверхность вихревого следа соблюдаются условия непрерывности давления и нормальной составляющей скорости; на задних кромках несущих поверхностей, с которых стекают вихревые поверхности, выполняется гипотеза Чаплыгина – Жуковского о конечности скоростей; на бесконечном удалении от винта, а также его следа возмущения затухают. При численной реализации

метода расчета непрерывные процессы и распределения заменяются дискретными по времени и пространству. Непрерывные вихревые слои, которыми моделируются базовые поверхности лопастей винта и их вихревые следы, заменяются системами дискретных вихревых рамок, а непрерывный по времени процесс изменения граничных условий и параметров течения заменяется ступенчатым. Значения кинематических параметров остаются неизменными в рамках одного временного шага. В качестве безразмерного времени принимается угол азимутального положения лопасти. На каждом временном шаге, начиная с первого, после решения системы уравнений для определения циркуляций находятся напряженности всех вихревых рамок системы лопастей и следа за ними. Лопасти винта разбиваются на некоторое число панелей по радиусу и по хорде. В центре панелей размещаются контрольные точки, в которых выполняется условие непротекания, и вычисляются аэродинамические нагрузки. Суммированием аэродинамической нагрузки по панелям определяются распределенные и суммарные характеристики винта. Форма следа выстраивается в результате расчета. Рассматриваемый численный метод определения аэродинамических характеристик НВ вертолета прошел широкую апробацию, при которой обоснована достоверность получаемых результатов [8–10, 13].

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Рассматривались различные варианты многовинтовой несущей системы для легкого многовинтового ВКЛА типа «аэротакси» [16]. Начальные данные, использованные в расчете: углы атаки винта и углы установки (общего шага) лопастей выбирались из условия обеспечения горизонтального полета на заданном режиме полета [17]. Геометрическая крутка выбиралась для режима висения [18].

На рис. 5 представлена схематично несущая система, состоящая из четырех двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта $R = 2,15$ м; хорда лопасти $b = 0,2$ м; геометрическая крутка лопасти приведена в табл. 1, координаты осей вращения винтов – в табл. 2, кинематические параметры движения несущей системы приведены в табл. 3.

Ввиду симметричности расположения винтов, как в продольной плоскости, так и в поперечной, набегающий поток может быть ориентирован произвольно.

Таблица 1
Table 1

Геометрическая крутка лопасти
Geometric twist of the blade

r/R	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
b , м	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
φ , град	9,06	9,77	9,51	9,48	9,16	8,97	8,22	6,99	3,98

Таблица 2
Table 2

Координаты винтов
Rotor coordinates

Номер винта	X, м	Z, м	Y, м
1	0	-2,251	0
2	0	2,251	0
3	4,501	-2,251	0
4	4,501	2,251	0

Таблица 3
Table 3

Кинематические параметры
Kinematics characteristics

V , км/ч	100	150	200
α , град	-2,07	-4,85	-8,23
ωR , м/с	200,86	200	199,42
$\varphi_{0,7}$, град	7,2	7,8	9,1

Для рассматриваемой несущей системы для скорости $V = 100$ км/ч на рис. 6 приведено изменение коэффициентов тяги c_T винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам. Винты 3–4, расположенные позади винтов 1–2, работают в скошенном потоке от винтов 1–2, поэтому осредненные за два последних оборота значения коэффициентов тяги винтов 3–4 приблизительно на 20 % меньше коэффициентов тяги винтов 1–2. В этом главным образом проявляется взаимовлияние винтов четырехвинтовой несущей системы.

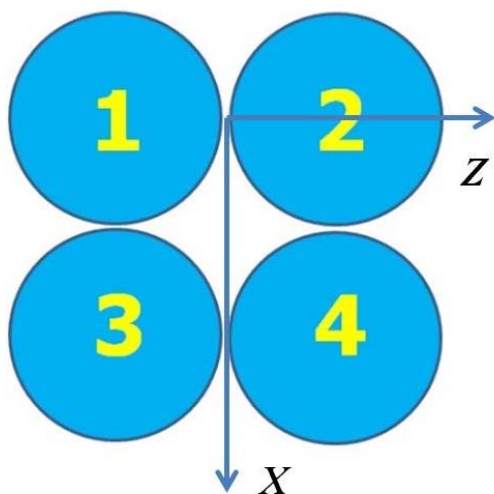


Рис. 5. Четырехвинтовая несущая система.
Нумерация винтов
Fig. 5. Four-rotor lift-generating design.
Enumeration of rotors

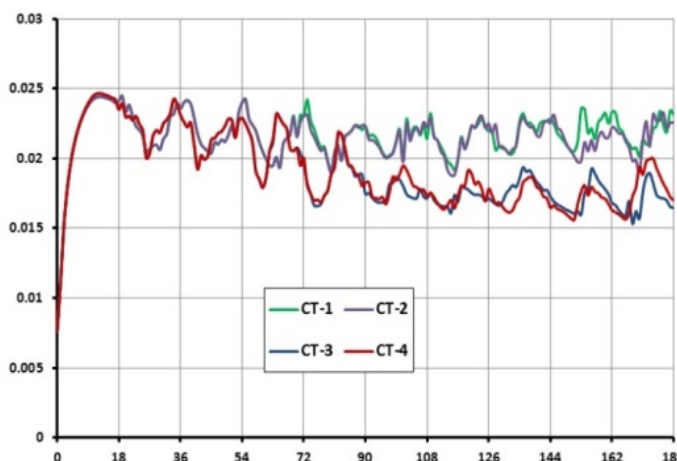


Рис. 6. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов
четырехвинтовой системы по расчетным шагам ($V = 100$ км/ч)
Fig. 6. Variation of rotor c_T thrust coefficients
for the four-rotor design under estimates ($V = 100$ km/h)

Аналогичные расчеты выполнены для скорости $V = 150$ км/ч. Сохраняется общий характер изменения аэродинамических характеристик винтов несущей системы. На рис. 7 приведено изменение коэффициентов тяги c_T винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам. Винты 3–4, расположенные позади винтов 1–2, работают также в скошенном потоке от винтов 1–2, но поскольку индуктивная скорость от них меньше, то значения коэффициентов тяги винтов 3–4 приблизительно на 15 % меньше коэффициентов тяги винтов 1–2.

На скорости $V = 200$ км/ч также сохраняется общий характер изменения аэродинамических характеристик винтов несущей системы. На рис. 8 приведено изменение коэффициентов тяги c_T винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам. Для этой скорости значения коэффициентов тяги винтов 3–4 приблизительно на 10 % меньше коэффициентов тяги винтов 1–2.

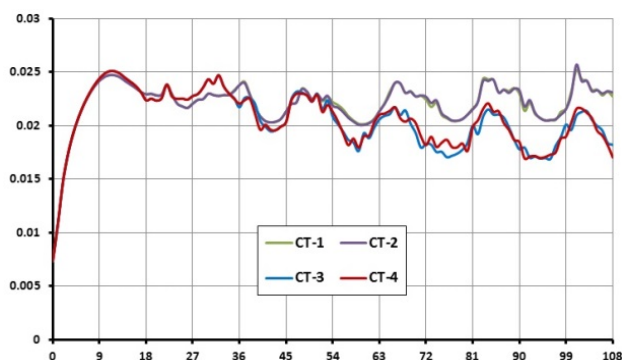


Рис. 7. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам ($V = 150$ км/ч)

Fig. 7. Variation of rotor c_T thrust coefficients for the four-rotor design under estimates ($V = 150$ km/h)

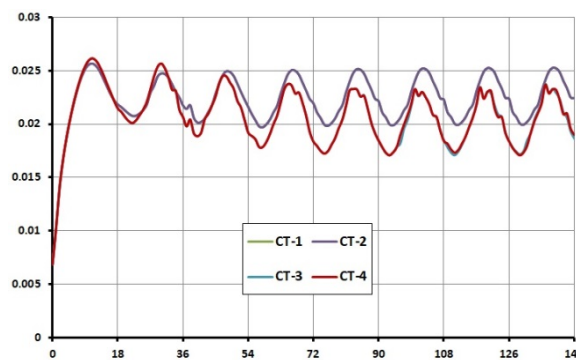


Рис. 8. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам ($V = 200$ км/ч)

Fig. 8. Variation of rotor c_T thrust coefficients for the four-rotor design under estimates ($V = 200$ km/h)

На рис. 9 представлена схематично несущая система, состоящая из четырех двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта $R = 1,49$ м; хорда лопасти $b = 0,1$ м; геометрическая крутка лопасти приведена в табл. 4, координаты осей вращения винтов – в табл. 5, кинематические параметры движения несущей системы приведены в табл. 6.

Таблица 4
Table 4

Геометрическая крутка лопасти
Geometric twist of the blade

r/R	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
b, м	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
φ, град	9,08	9,79	9,53	9,50	9,18	8,98	8,23	6,99	3,99

Таблица 5
Table 5

Координаты винтов
Rotor coordinates

Номер винта	X	Z	Y
1	0	-1,591	0
2	0	1,591	0
3	3,183	-1,591	0
4	3,183	1,591	0
5	0	-1,591	0,318
6	0	1,5915	0,318
7	3,183	-1,591	0,318
8	3,183	1,591	0,318

Таблица 6
Table 6

Кинематические параметры
Kinematics characteristics

V , км/ч	100	150	200
α , град	-1,97	-4,43	-7,84
ωR , м/с	200,86	200	199,42
$\varphi_{0,7}$, град	7,6	8,0	9,3

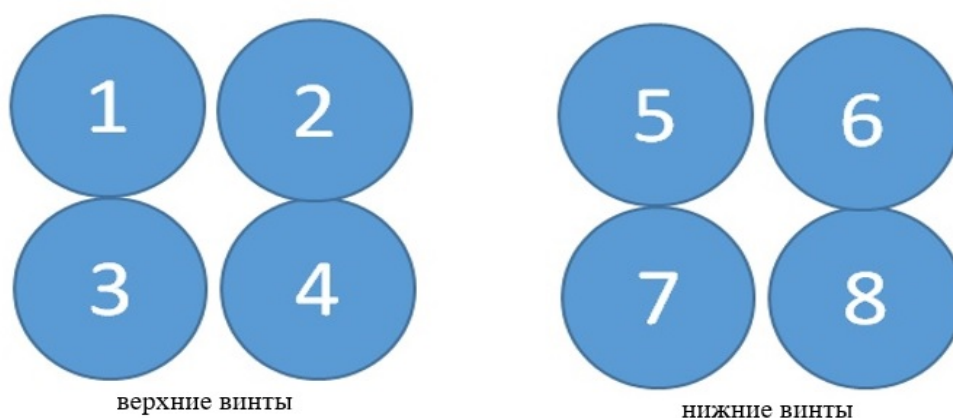


Рис. 9. Восьмивинтовая несущая система. Нумерация винтов
Fig. 9. Eight-rotor lift-generating design. Enumeration of rotors

Поток набегает на несущую систему соосных винтов слева направо в соответствии со схемой на рис. 10. В дальнейшем анализируется влияние верхних винтов на нижние и впереди расположенных винтов на задние винты.

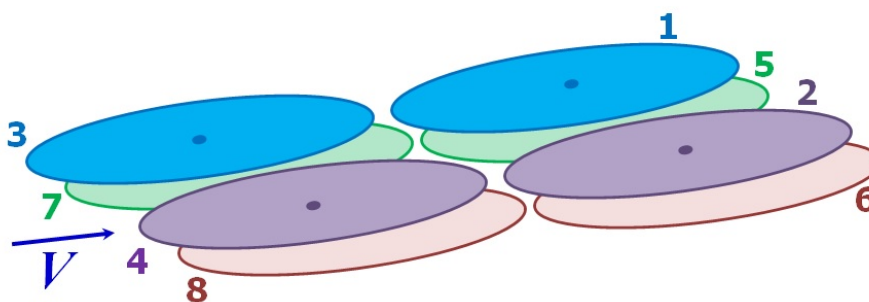


Рис. 10. Схема обтекания несущей системы соосных винтов
Fig. 10. The flow scheme of coaxial rotors lift-generating design

На рис. 11–13 в качестве примера для скорости $V = 100$ км/ч показано взаимное влияние винтов в комбинации соосных винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) (рис. 11) аналогично влиянию передних винтов на задние в четырехвинтовой несущей системе (рис. 6–8).

Влияние верхнего заднего винта (1) на нижний задний винт (5) показано на рис. 12, а на рис. 13 – влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5).

Анализ расчетов показал, что при одинаковых геометрических и кинематических параметрах тяга винтов может существенно отличаться, что вызовет без управляющих воздействий значительные дестабилизирующие моменты.

На рис. 14–15 показано взаимное влияние винтов на скорости $V = 150$ км/ч в комбинации соосных винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) и влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5).

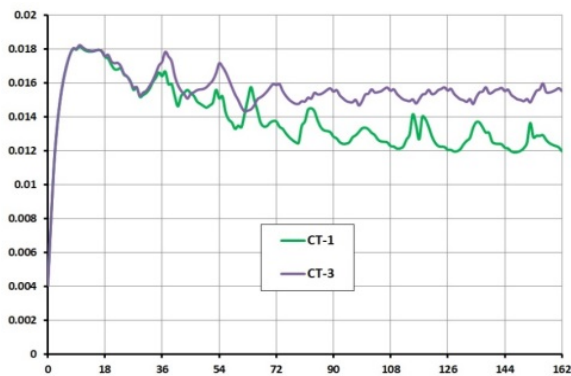


Рис. 11. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) ($V = 100$ км/ч)

Fig. 11. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the upper rear rotor (1) – ($V = 100$ km/h)

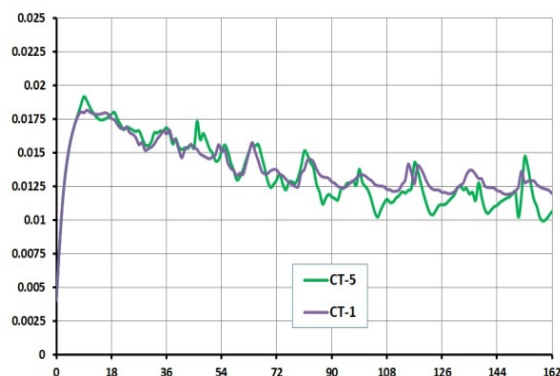


Рис. 12. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего заднего винта (1) на нижний задний винт (5) ($V = 100$ км/ч)

Fig. 12. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper rear rotor (1) on the lower rear rotor (5) – ($V = 100$ km/h)

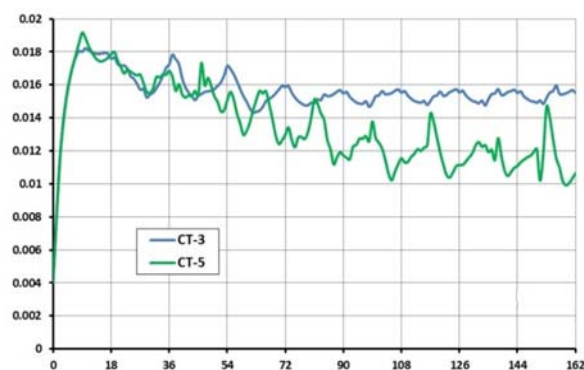


Рис. 13. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5) ($V = 100$ км/ч)

Fig. 13. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the lower rear rotor (5) – ($V = 100$ km/h)

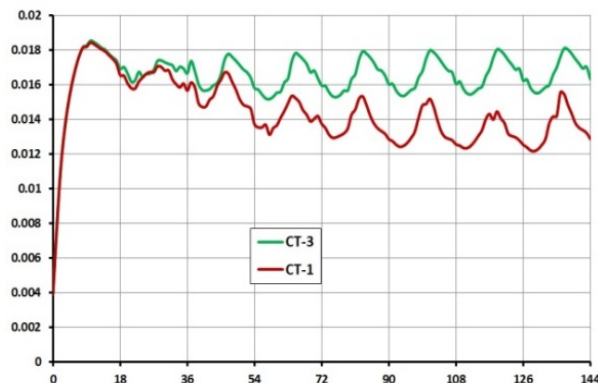


Рис. 14. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) ($V = 150$ км/ч)

Fig. 14. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the upper rear rotor (1) – ($V = 150$ km/h)

На скорости $V = 200$ км/ч общий характер взаимного влияния винтов на этой скорости сохраняется, но разность коэффициентов тяги верхнего переднего винта (3) и верхнего заднего винта (1), а также других винтов меньше по сравнению со случаями меньших скоростей потока (рис. 16–18).

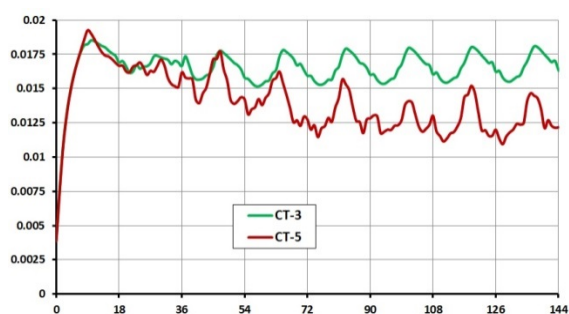


Рис. 15. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5) ($V = 150$ км/ч)
Fig. 15. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the lower rear rotor (5) – ($V = 150$ km/h)

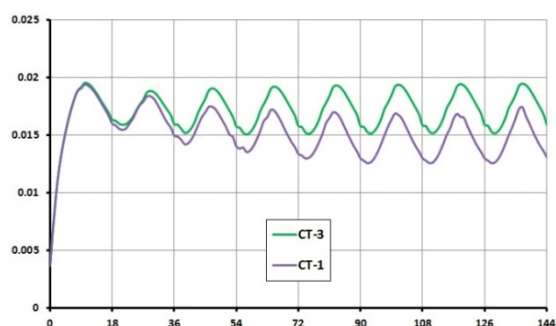


Рис. 16. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) ($V = 200$ км/ч)
Fig. 16. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the upper rear rotor (1) – ($V = 200$ km/h)

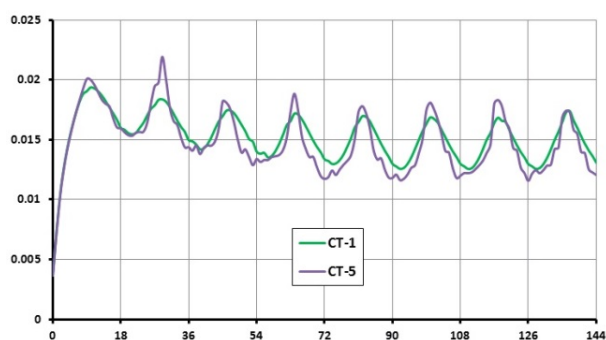


Рис. 17. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего заднего винта (1) на нижний задний винт (5) ($V = 200$ км/ч)
Fig. 17. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper rear rotor (1) on the lower rear rotor (5) – ($V = 200$ km/h)

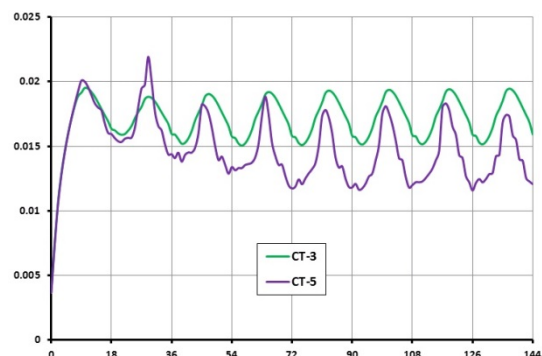


Рис. 18. Изменение коэффициентов тяги c_T винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5) ($V = 200$ км/ч)
Fig. 18. Variation of rotor c_T thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the lower rear rotor (5) – ($V = 200$ km/h)

На рис. 19 представлена схематично несущая система, состоящая из 14-ти двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта $R = 1,12$ м; хорда лопасти $b = 0,1$ м; геометрическая крутка лопасти приведена в табл. 7, координаты осей вращения винтов – в табл. 8, кинематические параметры движения несущей системы приведены в табл. 9.

Таблица 7
Table 7

Геометрическая крутка лопасти
Geometric twist of the blade

r/R	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
b, м	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
φ, град	8,95	9,65	9,40	9,38	9,07	8,88	8,13	6,91	3,93

Таблица 8
Table 8

Координаты винтов
Rotor coordinates

Номер винта	X, м	Z, м	Y, м
1	0	-1,22	0
2	0	1,22	0
3	1,22	-3,333	0
4	1,22	3,333	0
5	2,44	-1,22	0
6	2,44	1,22	0
7	3,66	-3,333	0
8	3,66	3,333	0
9	4,88	-1,22	0
10	4,88	1,22	0
11	6,1	-3,333	0
12	6,1	3,333	0
13	7,32	-1,22	0
14	7,32	1,22	0

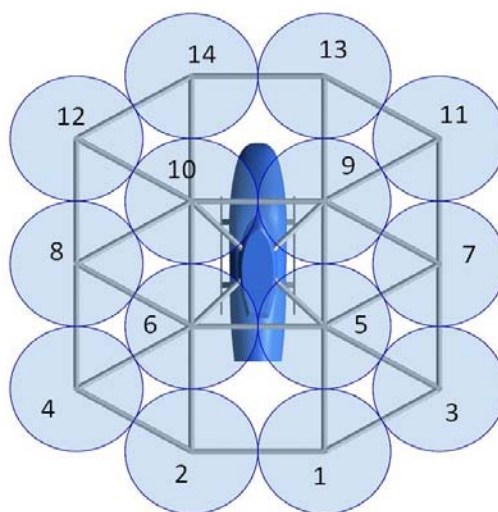


Рис. 19. Четырнадцативинтовая несущая система. Нумерация винтов
Fig. 19. Fourteen-rotor lift-generating design. Enumeration of rotors

Таблица 9
Table 9

Кинематические параметры
Kinematics characteristics

V , км/ч	100	150	200
α , град	-2,96	-6,63	-11,67
ωR , м/с	200,86	200	199,42
$\Phi_{0,7}$, град	7,8	8,7	10,8

Особенностью рассматриваемой несущей системы, состоящей из 14 винтов, является продольное расположение четырех винтов и трех винтов сбоку. Винты всей комбинации влияют на обтекание друг друга.

По сравнению с рассмотренными ранее несущими системами БПЛА на 14-винтовой несущей системе формируется сложная картина течения в окрестности несущей системы, которая порождает нерегулярность в зависимостях коэффициентов тяги от времени (по расчетным шагам). На рис. 20 и 21 для скорости 100 км/ч представлены графики изменения коэффициентов тяги c_T ряда винтов 14-винтовой системы по расчетным шагам.

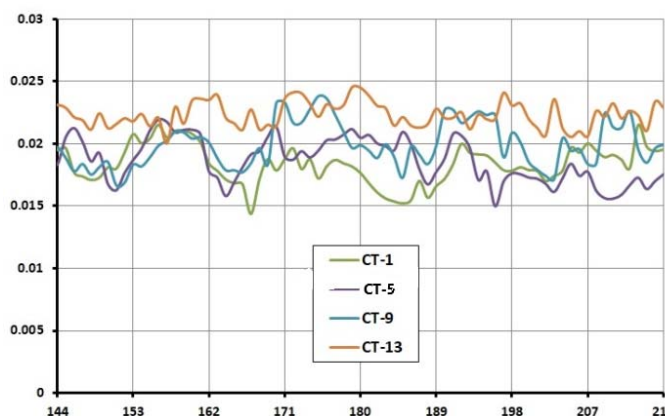


Рис. 20. Изменения коэффициентов тяги винтов 13–9–5–1 по расчетным шагам ($V = 100$ км/ч)

Fig. 20. Variations of rotor thrust coefficients 13-9-5-1 under estimates ($V = 100$ km/h)

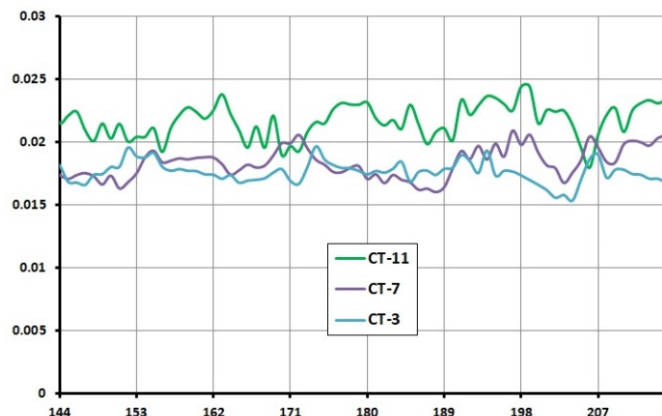
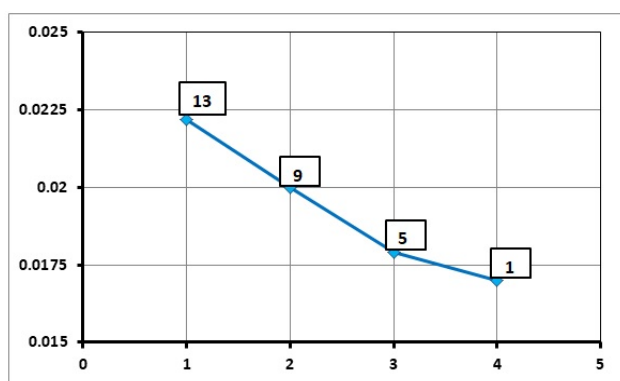


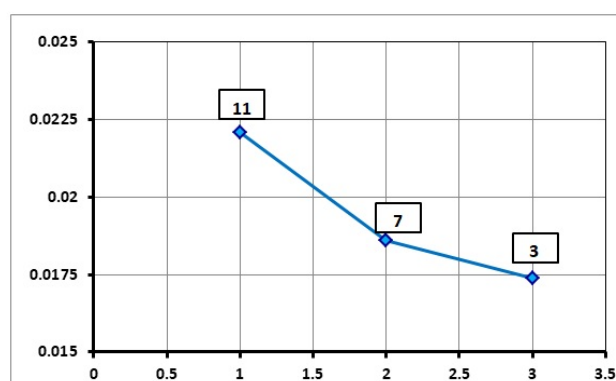
Рис. 21. Изменения коэффициентов тяги винтов 11–7–3 по расчетным шагам ($V = 100$ км/ч)

Fig. 21. Variations of rotor thrust coefficients 11-7-3 under estimates ($V = 100$ km/h)

Осредненные за один оборот значения коэффициентов тяги c_T указанных винтов приведены на рис. 22. Видно, что винты, расположенные в поле индуктивных скоростей от передних винтов имеют меньшие значения c_T при одинаковых геометрических и кинематических параметрах.



а)



б)

Рис. 22. Осредненные значения коэффициентов тяги c_T винтов:
а) 13–9–5–1; б) 11–7–3 ($V = 100$ км/ч)

Fig. 22. The average values of rotor c_T thrust coefficients
а) 13-9-5-1; б) 11-7-3 ($V = 100$ km/h)

Для скорости потока $V = 150$ км/ч основные характеристики потока и коэффициенты тяги винтов несущей системы приведены на рис. 23–25.

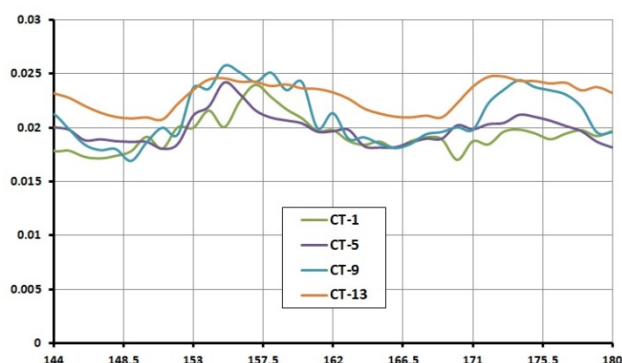


Рис. 23. Изменения коэффициентов тяги винтов 13–9–5–1 по расчетным шагам ($V = 150$ км/ч)
Fig. 23. Variations of rotor thrust coefficients 13-9-5-1 under estimates ($V = 150$ km/h)

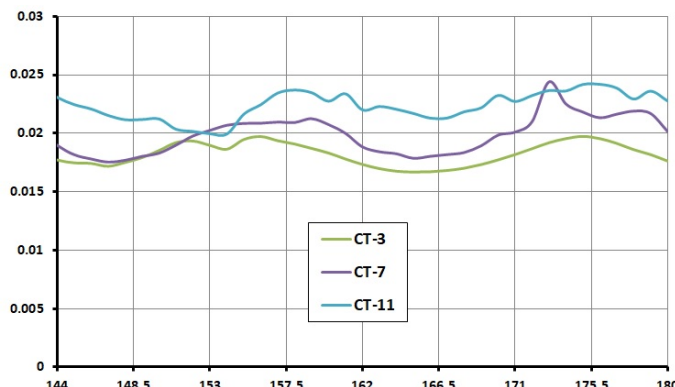
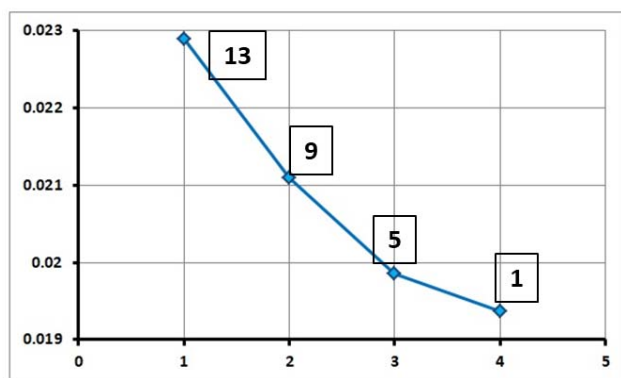
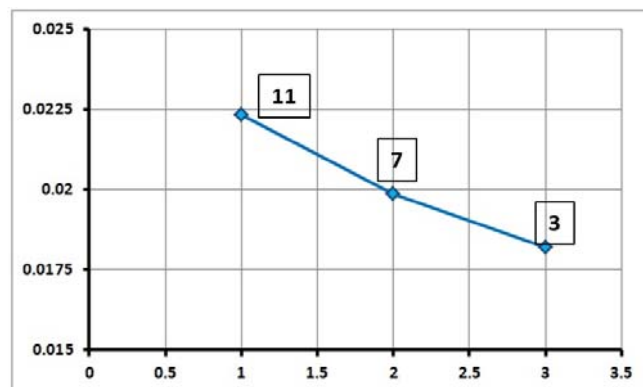


Рис. 24. Изменения коэффициентов тяги винтов 11–7–3 по расчетным шагам ($V = 150$ км/ч)
Fig. 24. Variations of rotor thrust coefficients 11-7-3 under estimates ($V = 150$ km/h)



а)



б)

Рис. 25. Осредненные значения коэффициентов тяги c_T винтов:
а) 13–9–5–1; б) 11–7–3 ($V = 150$ км/ч)
Fig. 25. The average values of rotor c_T thrust coefficients
а) 13-9-5-1; б) 11-7-3 ($V = 150$ km/h)

Ниже приведены расчеты изменения коэффициентов тяги винтов на скорости $V = 200$ км/ч. Как видно из рис. 26 и 27, зависимости коэффициентов тяги винтов от времени (расчетных шагов) имеют более регулярный характер. Коэффициенты тяги передних винтов c_{T13} и c_{T14} практически совпадают, так как они обтекаются практически невозмущенным потоком, а коэффициенты тяги задних винтов c_{T1} и c_{T2} незначительно отличаются (рис. 26).

В свою очередь, значения коэффициентов тяги винтов, расположенных вдоль линии 13–9–5–1 (рис. 27, 28) и 11–7–3 (рис. 28), уменьшаются из-за воздействия индуктивного потока от впереди расположенных винтов. Если не парировать это уменьшение тяги позади расположенных винтов, то возникнут значительные дестабилизирующие моменты.

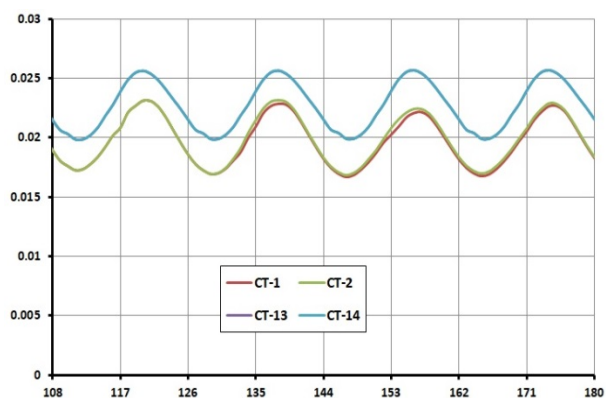


Рис. 26. Изменения коэффициентов тяги винтов 13–14 и 1–2 по расчетным шагам ($V = 200$ км/ч)
Fig. 26. Variations of rotor thrust coefficients 13-14 and 1-2 under estimates ($V = 200$ km/h)

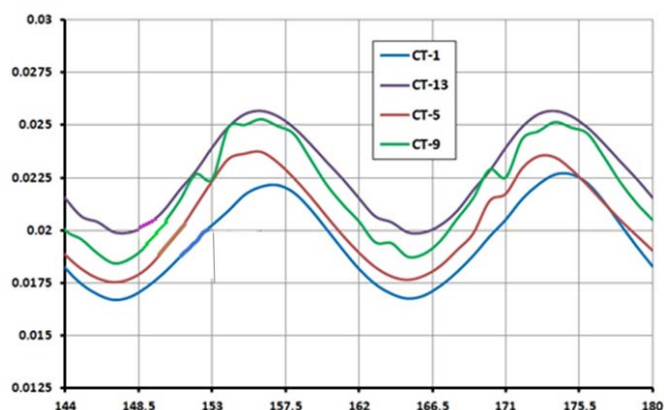
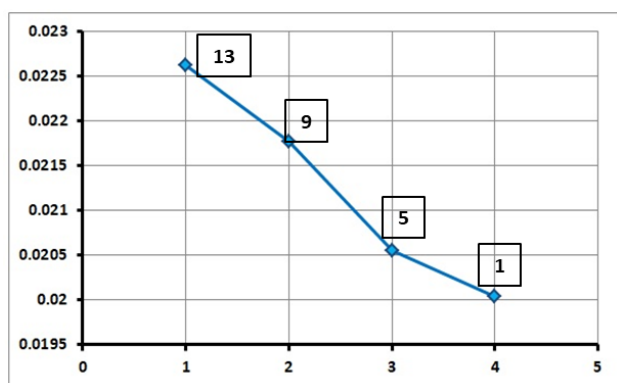
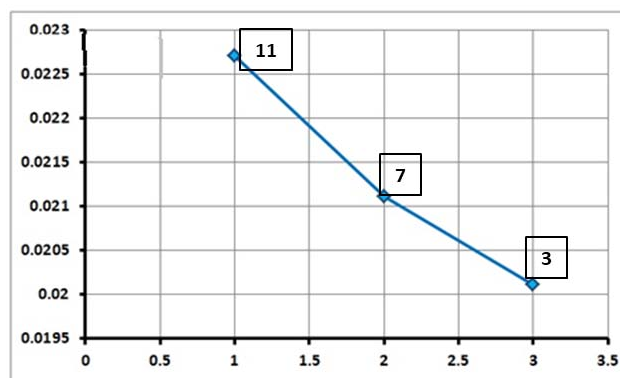


Рис. 27. Изменения коэффициентов тяги винтов 13–9–5–1 по расчетным шагам ($V = 200$ км/ч)
Fig. 27. Variations of rotor thrust coefficients 13-9-5-1 under estimates ($V = 200$ km/h)



а)



б)

Рис. 28. Осредненные значения коэффициентов тяги c_T винтов:
а) 13–9–5–1; б) 11–7–3 ($V = 200$ км/ч)
Fig. 28. The average values of rotor c_T thrust coefficients
а) 13-9-5-1; б) 11-7-3 ($V = 200$ km/h)

Расчетным путем количественно, для скоростей $V = 100, 150, 200$ км/ч и для разных комбинаций винтов получено, что в поступательном полете уменьшение тяги винтов, расположенных ниже по потоку, требует компенсации, которая может быть достигнута либо за счет увеличения частоты вращения винтов, либо за счет увеличения угла установки (общего шага) лопастей. По мере увеличения размеров и взлетной массы мультикоптеров и, соответственно, характеристик винтов управление изменением частоты вращения винтов может вызвать трудности из-за уменьшения чувствительности и запаздывания в управлении. Пульсации тяги и, соответственно, вибрации возрастают с увеличением скорости полета.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Главной особенностью обтекания многвинтовых несущих систем мультикоптеров является значительное взаимное влияние винтов.
2. В поступательном полете уменьшение тяги позади расположенных винтов требует компенсации, которая может быть достигнута либо за счет увеличения частоты вращения винтов, либо за счет увеличения угла установки (шага) лопастей.

3. По мере увеличения взлетной массы мультикоптера и, соответственно, размеров и массы винтов управление изменением частоты вращения винтов может вызвать трудности из-за уменьшения чувствительности и запаздывания в управлении.

4. Пульсации тяги и, соответственно, вибрации возрастают с увеличением скорости полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Корнилов Т.В.** БПЛА – вам взлет! // Защита и карантин растений. 2017. № 5. С. 37–39.

2. **Хальясмаа А.И., Близнюк Д.И., Романов А.М.** Диагностический комплекс для оценки состояния воздушных линий электропередачи // Вестник ЮУрГУ. Серия Энергетика. 2015. Т. 15, № 4. С. 46–53. DOI: 10.14529/power150407

3. **Тихонов А.А., Акматов Д.Ж.** Актуальность применения мультикоптеров на производстве // Горный информационно-аналитический бюллетень. 2019. № 1. С. 55–62. DOI: 10.25018/0236-1493-2019-01-0-55-62

4. **Янц А.И., Вяльцев А.В., Павлов М.М.** Применение мультикоптеров как пожарно-спасательной техники // Инновационная наука. 2017. № 1–2. С. 108–110.

5. **Radiansyah S., Kusriani M.D., Prasetyo L.B.** Quadcopter applications for wildlife monitoring [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2017. Vol. 54. ID: 012066. DOI: 10.1088/1755-1315/54/1/01206 (дата обращения: 17.06.2021).

6. **Desmond K.** Electric airplanes and drones: a history. McFarland & Company, Inc., 2018. 314 p.

7. **Quan Q.** Introduction to multicopter design and control. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2017. 392 p.

8. **Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И.** Исследование на ЭВМ аэродинамических и упругих характеристик винтов вертолета. М.: Машиностроение, 1992. 220 с.

9. **Крицкий Б.С.** Математическая модель аэродинамики винтокрылого летательного аппарата // Труды ЦАГИ. 2002. Вып. 2655. С. 50–56.

10. **Игнаткин Ю.М.** Расчетные исследования режимов крутого снижения несущего винта на базе нелинейной лопастной вихревой модели / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, В.И. Шайдаков, А.И. Шомов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 68–77.

11. **Игнаткин Ю.М.** Численное моделирование обтекания несущего винта на режиме косоугольной обдувки на базе нелинейной вихревой модели и методом RANS с моделью турбулентности SPALART-ALLMARAS / Ю.М. Игнаткин, С.Г. Константинов, П.В. Макеев, А.И. Шомов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 5. С. 48–60.

12. **Гарипова Л.И.** Определение аэродинамических характеристик модели несущего винта на режиме осевого обтекания / Л.И. Гарипова, А.С. Батраков, А.Н. Кусюмов, С.А. Михайлов, Дж. Баракос // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2014. № 3. С. 7–13.

13. **Вершков В.А.** Сравнение результатов численного моделирования обтекания несущего винта в различных пакетах программ / В.А. Вершков, Б.С. Крицкий, М.С. Махнев, Р.М. Миргазов, Т.В. Требунских [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2016. № 89. 17 с. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/085/vershkov_kritskiy_makhnev_mirgazov_trebunskikh_rus.pdf?lang=ru&issue=89 (дата обращения: 17.06.2021).

14. **Игнаткин Ю.М.** Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета / Ю.М. Игнат-

кин, П.В. Макеев, Б.С. Гревцов, А.И. Шомов // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 5. С. 24–31.

15. Миргазов Р.М., Крицкий Б.С. Программа расчета многовинтовых систем винтокрылых летательных аппаратов различной конфигурации (MultiRotor VTOL). Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020660091 от 27.08.2020.

16. Косушкин К.Г., Маврицкий В.И. Разработка концепции многовинтовой платформы с распределенной силовой установкой // Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике им. П. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского. 2017. С. 149–150.

17. Юрьев Б.Н. Избранные труды. Т. 1. Воздушные винты. Вертолеты. М.: Издательство Академии наук СССР, 1961. 552 с.

18. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М.: Машиностроение, 1977. 152 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Косушкин Константин Геннадьевич, начальник сектора научно-исследовательского отделения ЦАГИ, kostinen@mail.ru.

Крицкий Борис Сергеевич, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ, профессор кафедры физики полета МФТИ, boris.kritsky@tsagi.ru.

Миргазов Руслан Минхатович, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отделения ЦАГИ, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

COMPUTATIONAL STUDIES OF THE ROTORS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF MULTIROTOR DRONES

Konstantin G. Kosushkin¹, Boris S. Kritsky¹, Ruslan M. Mirgazov¹
¹Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

The article presents the results of computational studies of aerodynamic characteristics for unmanned lift-generating multi-rotor drones of various configurations. The distinctive features of rotors flow were characterized. The rotor interaction was evaluated. The computations were based on the nonlinear rotor blade vortex theory in a non-stationary arrangement. The combinations of four, eight (four coaxial) and fourteen two-bladed rotors at velocity $V = 100, 150, 200$ km/h were considered. Semi-empirical methods were employed to select the rotor angles of attack, rotation speed, blade installation angles and geometric parameters at the given take-off weight for each combination of rotors and flight airspeed. The computations showed that for a four-rotor lift-generating design (quad-rotor), two rotors installed downstream, depending on the velocity due to the mutual effect, have values of the thrust coefficients $\approx 10\text{--}20\%$ less than those of the rotors located upstream. For a coaxial quad-copter, the effect of the upper front rotor on the upper rear rotor is similar to the effect of the front rotors on the rear ones in a four-rotor lift-generating design. The effect of the upper front rotor on the lower rear rotor does not vary in terms of the average thrust value, and variations are only local in nature. The interaction of other rotors is identical to that of the four-rotor version. A fourteen-rotor lift-generating multi-rotor drone has a complex flow pattern, which generates deviance in the thrust coefficients variation with respect to time. Depending on the mode and rotors location, the average rotor thrust coefficient can vary approximately twice. The computations showed that with the similar geometric parameters and kinematics characteristics, rotors thrust is substantially subject to variation, which causes destabilizing moments to a significant degree without additional control input. Thrust pulsations and, respectively, vibrations grow in intensity as the flight airspeed increases. Probably, the right choice of the rotor configuration and the automatic control system can counterbalance thrust surge by so-called "phasing", i.e. selecting an initial azimuth angle for each rotor.

Key words: multi-rotor copter, main rotor, multi-rotor designs, mutual influence of rotors, unmanned aerial vehicles (UAV), aerodynamic characteristics, vortex methods.

REFERENCES

1. **Kornilov, T.V.** (2017). *UAV – you take-off! Zashchita i karantin rasteniy*, no. 5, p. 37–39. (in Russian)
2. **Khalyasmaa, A.I., Bliznyuk, D.I. and Romanov, A.M.** (2015). *Diagnostic system for overhead lines state assessment*. Bulletin of South Ural State University. Series: Power Engineering, vol. 15, no. 4, p. 46–53. DOI: 10.14529/power150407 (in Russian)
3. **Tikhonov, A.A. and Akmatov, D.Zh.** (2019). *Time to use multicopters in industry*. Mining informational and analytical bulletin, no. 1, p. 55–62. DOI: 10.25018/0236-1493-2019-01-0-55-62 (in Russian)
4. **Yants, A.I., Vyaltsev, A.V. and Pavlov, M.M.** (2017). *Primeneniye multikopterov kak pozharo-spasatelnoy tekhniki* [The use of multicopters as firefighting and rescue equipment]. Innovation science, no. 1-2, p. 108–110. (in Russian)
5. **Radiansyah, S., Kusrini, M.D. and Prasetyo, L.B.** (2017). *Quadcopter applications for wildlife monitoring*. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, vol. 54, ID: 012066. DOI: 10.1088/1755-1315/54/1/01206 (accessed: 17.06.2021).
6. **Desmond, K.** (2018). *Electric airplanes and drones: a history*. McFarland & Company, Inc., 314 p.
7. **Quan, Q.** (2017). *Introduction to multicopter design and control*. Springer Nature Singapore Pte Ltd., 392 p.
8. **Belotserkovsky, S.M., Loktev, B.E. and Nisht, M.I.** (1992). *Issledovaniye na EVM aerodinamicheskikh i uprugikh kharakteristik vintov vertoleta* [A computer study of the helicopter rotors aerodynamic and elastic characteristics]. Moscow: Mashinostroyeniye, 220 p. (in Russian)
9. **Kritsky, B.S.** (2002). *Matematicheskaya model aerodinamiki vintokrylogo letatel'nogo aparata* [The mathematical model of rotor aircraft aerodynamics]. Trudy TsAGI, issue 2655, p. 50–56. (in Russian)
10. **Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V., Shaidakov, V.I. and Shomov, A.I.** (2019). *Computational research of the main rotor hover and vertical descent states based on the nonlinear blade vortex model*. Russian Aeronautics, vol. 62, no. 2, p. 244–253.
11. **Ignatkin, Y.M., Konstantinov, S.G., Makeev, P.V. and Shomov, A.I.** (2018). *Computational modeling of main rotor's work at horizontal flight regime on the base of non-linear blade vortical model and rans method with spallart-allmaras turbulence model*. All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight"), no. 5, p. 48–60. (in Russian)
12. **Garipova, L.I., Batrakov, A.S., Kussyumov, A.N., Mikhailov, S.A. and Barakos, G.N.** (2014). *Estimates of hover aerodynamics performance of rotor model*. Russian Aeronautics, vol. 57, no. 3, p. 223–231.
13. **Vershkov, V.A., Kritsky, B.S., Makhnev, M.S., Mirgazov, R.M. and Trebunskikh, T.V.** (2016). *Comparison of the results of numerical simulation of flow around the helicopter rotor in a variety of software*. Trudy MAI, no. 89, 17 p. Available at: http://trudymai.ru/upload/iblock/085/vershkov_kritskiy_makhnev_mirgazov_trebunskikh_rus.pdf?lang=en&issue=89 (accessed: 17.06.2021). (in Russian)
14. **Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Grevtsov, B.S. and Shomov, A.I.** (2009). *A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor*. Aerospace MAI Journal, vol. 16, no. 5, p. 24–31. (in Russian)
15. **Mirgazov, R.M. and Kritsky, B.S.** (2020). *Programma rascheta mnogovintovykh sistem vintokrylykh letatel'nykh apparatov razlichnoy konfiguratsii (MultiRotor VTOL): Svidetelstvo o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM № 2020660091* [Program for calculating multi-rotor systems of rotary-wing aircraft of various configurations (MultiRotor VTOL): Certificate of state registration of a computer program]. No. 2020660091, 27 August, 2020. (in Russian)

16. Kosushkin, K.G. and Mavritsky, V.I. (2017). *Razrabotka kontseptsii mnogovintovoy platformy s raspredelennoy silovoy ustanovkoy* [Development of the multi-rotor concept platform with a distributed propulsion system]. *Materialy XXVIII Nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike* [Proceedings of the XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Tsentralnyy aerogidrodinamicheskiy institut im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, p. 149–150. (in Russian)

17. Yuryev, B.N. (1961). *Izbrannyye Trudy. T. 1. Vozdushnyye vinty. Vertolety* [Selected Works. Vol. 1. The propellers. The helicopters]. Moscow: Izdatelstvo Akademii Nauk SSSR, 552 p. (in Russian)

18. Wildgrube, L.S. (1977). *Vertolety. Raschet integralnykh aerodinamicheskikh kharakteristik i letno-tehnicheskikh dannykh* [Helicopters. Calculation of integral aerodynamic characteristics and flight data]. Moscow: Mashinostroyeniye, 152 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Konstantin G. Kosushkin, Head of TsAGI Scientific-Research Sector, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, kostinen@mail.ru.

Boris S. Kritsky, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Professor of Flight Physics Chair, Moscow Institute of Physics and Technology, boris.kritsky@tsagi.ru.

Ruslan M. Mirgazov, Candidate of Technical Sciences, Deputy Head of Scientific-Research Department, Central Aerohydrodynamic Institute, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

Поступила в редакцию 01.06.2021
Принята в печать 21.09.2021

Received 01.06.2021
Accepted for publication 21.09.2021

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88

АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ С ПЛАНЕРОМ ЛЕГКОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Ю.С. МИХАЙЛОВ¹

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

В проектировании многодвигательных самолетов одной из важных тем является взаимодействие между воздушными винтами и элементами компоновки планера, особенно на режимах взлета и ухода на второй круг. Современные концепции винтовых самолетов в тянущей конфигурации характеризуются высокой дисковой нагрузкой и повышенным числом лопастей винта, используемых для увеличения крейсерской скорости и снижения чрезмерного шума. Первой проблемой, возникающей из-за высокой дисковой нагрузки, является прямое влияние сил на работающих винтах (тяга, нормальная сила) на устойчивость самолета, особенно на углах атаки, отличных от нулевого значения. Второй – высокоэнергетический уровень спутной струи винтов, оказывающий существенное косвенное влияние на аэродинамику, устойчивость и управляемость самолета. Это влияние связано прежде всего с взаимодействием спутной струи с другими элементами компоновки самолета. Сложность учета взаимной интерференции струй с крылом и другими элементами планера обусловило применение экспериментальных методов исследования проблем взаимодействия винтов и планера при разработке компоновок винтовых самолетов. Эта статья представляет анализ результатов экспериментальных исследований взаимодействия между работающими воздушными винтами и планером легкого двухдвигательного транспортного самолета. Аэродинамическая компоновка самолета выполнена по классической схеме с высокорасположенным крылом и палубным вариантом хвостового оперения. Механизация крыла представляет собой двухцелевой отклоняемый закрылок с фиксированным дефлектором. Трубные испытания модели в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях проведены в малоскоростной трубе Т-102 ЦАГИ. Измерение сил и моментов, действующих на модель, выполнено шестикомпонентными внешними весами, измерение силы и моментов, действующих на воздушный винт, – тензовесами, установленными внутри мотогондол имитаторов силовой установки. Одновременное использование комбинации внешних и внутренних весов позволило определить прямой и косвенный вклад работающих воздушных винтов в продольные аэродинамические характеристики модели при изменении коэффициента нагрузки B в диапазоне от 0 до 2.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, модель винтового самолета, взаимодействие винтов с планером.

ВВЕДЕНИЕ

В 80-х годах прошлого столетия большой интерес вызвала разработка усовершенствованных воздушных винтов (винтовентиляторов с увеличенным числом широких лопастей) для самолетов транспортной авиации [1–3]. Эти работы показали потенциальные преимущества новых винтов в снижении расхода топлива, достижении высоких значений взлетной тяги и сохранении эффективности до крейсерских чисел Маха, равных $M \approx 0,75$. Несмотря на то что интерес к винтовентиляторам ограничился в основном их применением в компоновках нескольких военно-транспортных самолетов КВП Ан-70 [3] и А400М [4], в настоящее время сохраняется большой интерес к использованию воздушных винтов в компоновках дозвуковых самолетов [5], а также для беспилотных летательных аппаратов [6].

Воздушные винты в тянущей конфигурации, работающие с повышенной тягой на режиме взлета, оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость самолета [7]. В работе [8] показано, что увеличение интенсивности обдува крыла струей от винтов приводит к заметному улучшению несущих способностей крыла ($\Delta C_{y_{\max}} = 1,05$; $B_0 = 2,8$; $\delta_3 = 25^\circ$) и снижению продольной статической устойчивости самолета во взлетной конфигурации на $|\Delta m_z^{Cy}| = 0,2$. Было отмечено двукратное повышение эффективности рулей направления, обдуваемых струей от винтов на взлетном режиме работы силовой установки. Также отмечено заметное изменение характеристик путевой устойчивости из-за вза-

имодействия закрученных струй от винтов одинакового направления вращения с двухкилевым вертикальным оперением.

Сложность учета взаимного влияния между воздушными винтами и планером самолета определила необходимость выбора экспериментальных подходов к моделированию их взаимодействия в аэродинамических трубах [9]. Исследования, выполняемые с использованием модельных силовых установок, позволяют изучать суммарные АДХ моделей с работающими винтами, в том числе при отказе одного из двигателей. Установка внутримодельных тензосенсоров, измеряющих нагрузки на воздушных винтах, существенно расширяет возможности изучения взаимодействия винтов с планером за счет разделения суммарного вклада на компоненты прямого (силы и моменты на винте) и косвенного влияния (воздействия струи на элементы планера).

В статье представлен анализ результатов экспериментального моделирования взаимодействия между работающими воздушными винтами одинакового направления вращения (против часовой стрелки на виде сзади) и планером легкого двухдвигательного транспортного самолета. Испытания проведены при изменении коэффициента нагрузки на площадь, ометаемую винтом, в диапазоне $B = 0 \dots 2$. Аэродинамическая компоновка самолета выполнена по классической схеме с высокорасположенным крылом трапецевидной формы в плане и палубным вариантом хвостового оперения. Механизация крыла представляет собой двухщелевой поворотный закрылок с фиксированным дефлектором. Трубные испытания модели в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях проведены в малоскоростной аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО ЛЕГКОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА И ИМИТАТОРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Легкий транспортный самолет (ЛТС) предназначен для пассажирских и грузовых перевозок с крейсерской скоростью $V \approx 350\text{--}420$ 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 ($S_{м.ф} = 0,16$), имеющим погрузочную рампу в хвостовой части, и палубным вариантом хвостового оперения. Силовая установка состоит из двух ТВД типа ВК-800 с воздушными винтами АВ 410 ($D_{в} = 2,35$ м), установленных под крылом (рис. 1, а).

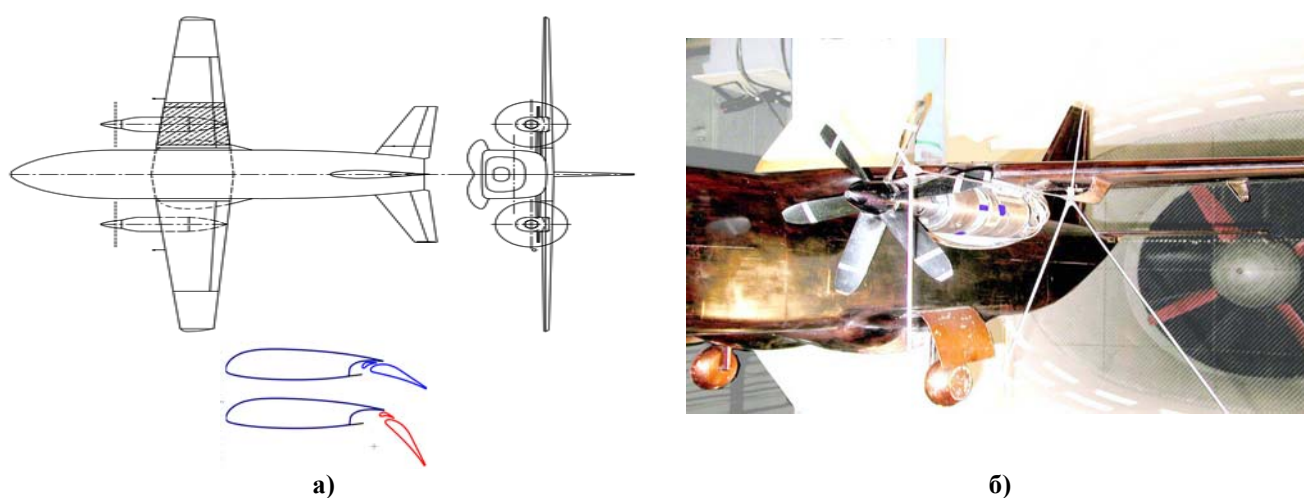


Рис. 1. Схема и фотография модели самолета со снятыми капотами имитатора силовой установки в рабочей части АДТ Т-102

Fig. 1. The scheme and the photo of the aircraft model with the power plant simulator removed cowls in the working section of T-102 wind-tunnel facility

Крыло трапецевидной формы в плане установлено под нулевым углом относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ). Основные геометрические параметры крыла следующие: удлинение – $\lambda = 8,76$, сужение – $\eta = 2,56$. Компоновка крыла выполнена с использованием высоконесущего профиля П4-15М с относительной толщиной $\bar{c} = 15\%$. Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки используется двухщелевая механизация задней кромки (рис. 1, а), состоящая из поворотного закрылка с фиксированным дефлектором. Рабочий диапазон углов отклонения закрылка на режиме взлета составляет $\delta_3 = 20\text{--}25^\circ$, на посадке – $\delta_3 = 40\text{--}50^\circ$.

Оперение однокилевое с «палубным» расположением стабилизатора.

Для моделирования работы силовой установки изготовлены новые мотогондолы с силовым креплением тензососов с электродвигателями к сердечнику крыла. Устройства имитации силовой установки (ИСУ) состоят из следующих элементов:

- модельного воздушного винта (ВВ), выполненного геометрически подобным однорядному 6-лопастному натурному ВВ СВ-34 ($M = 1:6,5$);
- электропривода – высокочастотного асинхронного электродвигателя (ЭД) АТВ 003_4.1 мощностью 5 кВт;
- внутримодельных тензососов; измерителя числа оборотов; термодатчиков с термоиндикаторами контроля температуры обмотки электродвигателя.

Фотография модели самолета с ИСУ в рабочей части трубы Т-102 показана на рис. 1, б.

Вывод кабелей электропитания двигателей, данных телеметрии и тензососов из модели осуществлен с использованием специального профилированного обтекателя, закрепленного на узле подвески контргруза (рис. 2). Геометрия поперечного сечения обтекателя с относительной толщиной ($c = 33,3\%$) показана на рис. 2 вместе с расчетными аэродинамическими характеристиками сечения, полученными с использованием программы XFOIL6.9 [10].

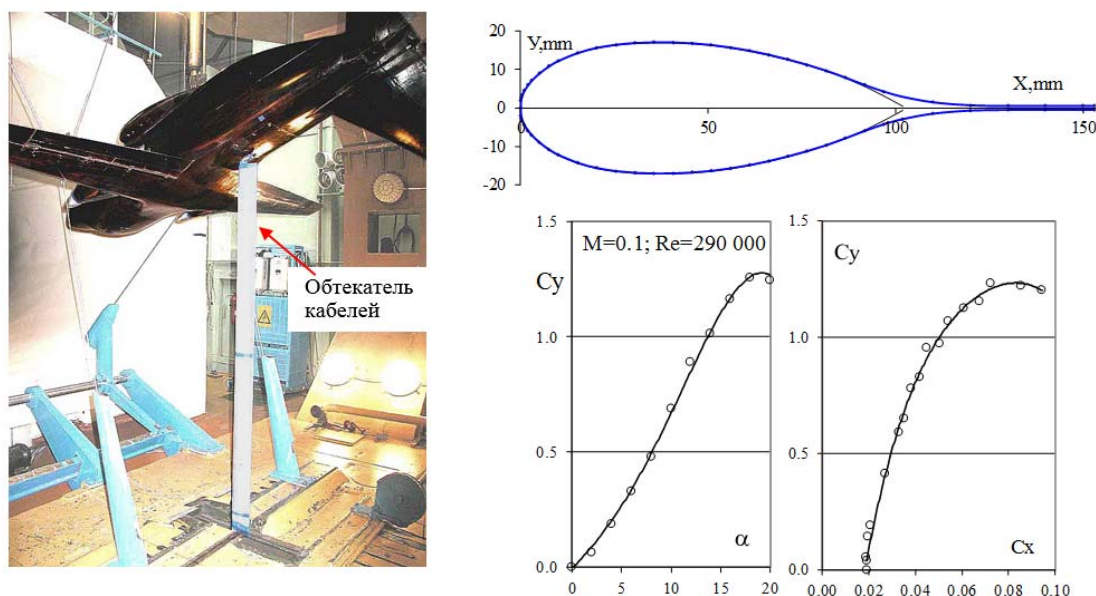


Рис. 2. Геометрия и аэродинамические характеристики сечения обтекателя кабелей
Fig. 2. Geometry and the aerodynamic characteristics of the cable fairing cross-section

Методические исследования влияние обтекателя на продольные характеристики модели в крейсерской и взлетной конфигурациях ($\delta_3 = 0$ и 20°) показали умеренное увеличение сопротивления модели ($\Delta C_{x_0} \approx 7\%$ от C_{x_0} модели при $\delta_3 = 0$ и $\alpha = 0$), снижение несущих свойств

$\Delta C_{y_0} \approx -0,011 \dots -0,018$ и малое приращение момента тангажа на кабрирование ($\Delta m_{z_0} \approx 0,006 \dots 0,020$). С увеличением угла отклонения закрылка до 50° несколько возросло приращение значения коэффициента сопротивления модели от установки обтекателя.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ

Моделирование струи воздушных винтов (ВВ) в АДТ при постоянной скорости вращения требует соответствия отношений осевой и вращательной скоростей к скорости набегающего потока в трубных и натуральных условиях полета [9]. Одновременное обеспечение этих отношений в трубных условиях во всем диапазоне летных значений коэффициента C_u самолета 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 C_u может быть выполнено с одним углом установки лопастей винта. Необходимым условием этого моделирования является соблюдение 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 нагрузки B в трубных и натуральных условиях полета.

$$B = T / q \cdot S_B,$$

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

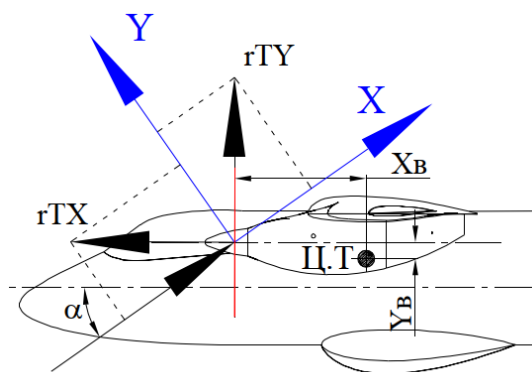


Рис. 3. Вклад сил, действующих на винте, в подъемную силу и сопротивление модели самолета

Fig. 3. Contribution of the forces acting on the propeller to the lift and drag of the aircraft model

Таблица 1
Table 1

B_0	V_∞ м/с	$Re_{ва}/10^6$	λ_B
0,3	32	0,67	1,05
1,0	24,2	0,50	0,79
2,0	19,2	0,40	0,63

Значения скоростей потока, обеспечивающих моделирование требуемых значений коэффициента Bo^1 от крейсерского значения 0,3 до взлетного 2, определены из условия обеспечения максимально возможных чисел Рейнольдса модели в условиях ограниченной мощности электродвигателя. Реализуемые в испытаниях значения чисел Re , определенные по САХ крыла и относительной поступи винта $\lambda_B = 60 \cdot V / n_c \cdot D_B$, где V – скорость набегающего потока, м/с, n_c – число оборотов винта в минуту, D_B – диаметр винта, м, приведены в табл. 1.

Максимальное значение коэффициента нагрузки, обеспечиваемое двигателем ВК-800 с винтами АВ-410 диаметром 2,35 на взлетном режиме работы двигателей при скорости $V \approx 160$ км/ч и тяге $T = 900$ кг, составляет $Bo_{max} \approx 1,7$ при $\lambda_B = 0,54$.

Вклад ВВ в подъемную силу (1) и сопротивление (2) модели самолета определен векторным суммированием значений тяги и нормальной силы, измеренных внутримодельными тензосенсорами (рис. 3):

$$\begin{aligned} Y_p &= rT_y \cdot \cos(\alpha + \varphi_{MG}) + rT_x \cdot \sin(\alpha + \varphi_{MG}), \text{ кг}, \\ C_{y_p} &= Y_p / (q \cdot S_w), \end{aligned} \quad (1)$$

где rT_x и rT_y – тяга и нормальная сила, действующие на винт; α – угол атаки, измеряемый относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ); φ_{MG} – угол заклинивания мотогондолы (МГ) относительно СГФ; C_{y_p} и C_{x_p} – вклад сил на винте в C_y и C_x модели; q – скоростной напор; S_w – площадь крыла.

$$\begin{aligned} X_p &= rT_x \cdot \cos(\alpha + \varphi_{MG}) - rT_y \cdot \sin(\alpha + \varphi_{MG}), \text{ кг}, \\ C_{x_p} &= X_p / (q \cdot S_w). \end{aligned} \quad (2)$$

С учетом положений оси МГ по высоте (Y_B) и плоскости вращения ВВ по оси X (X_B) относительно условного центра масс (ЦМ) модели, определен суммарный вклад тяги и нормальной силы в создание дополнительного момента тангажа модели (3)

$$\begin{aligned} Mz_p &= -rT_x \cdot Y_B + rT_y \cdot X_B + Mz_B, \text{ кгм}, \\ m_{z_p} &= Mz_p / (q \cdot S_w \cdot B_a), \end{aligned} \quad (3)$$

где Mz_B – момент тангажа ВВ, измеренный тензосенсорами; m_{z_p} – вклад сил на ВВ в коэффициент момента тангажа модели, B_a – САХ крыла.

Последующее вычитание вклада сил и момента тангажа, создаваемых ВВ, из суммарных характеристик модели с работающими винтами позволяет определить влияние струи на подъемную силу, сопротивление и характеристики продольной статической устойчивости модели.

В связи с заметным отличием трубных режимов обтекания модели самолета с винтами в АДТ от натуральных условий полета, выполнена коррекция значений сопротивления и подъемной силы на учет масштабного эффекта. Коррекция сопротивления произведена путем эквидистантного смещения экспериментальных точек на разность величин сопротивления (ΔC_{x_0}) модели и самолета без работающих винтов, вычисленных при нулевом значении коэффициента подъемной силы. Величина C_{x_0} самолета в крейсерской конфигурации определена на основа-

¹ B_0 – коэффициент нагрузки изолированного винта.

нии его омываемой площади и статистических значений эквивалентного сопротивления трения для различных типов самолетов (C_{fe}), приведенных в работе [11]. Вычисленная поправка к C_{x_0} модели составляет 0,011.

Влияние масштабного эффекта на несущие свойства крыла с убранной и отклоненной механизацией при малых скоростях полета определено в условиях принятого (подтвержденного в ряде испытаний) предположения о сохранении приращения $\Delta C_{y_{max}}$ от отклонения механизации крыла при изменении числа Рейнольдса от трубного до повышенных значений. Для прямых крыльев с удлинением $\lambda \approx 9$ величина коэффициента $C_{y_{max}}$ крыла обычно определяется как среднее расчетное значение $C_{y_{max}}$ базовых сечений, полученных при соответствующих числах Рейнольдса в компоновке крыла. Проведенные расчеты показали возможное приращение значений $C_{y_{max}}$ крыла на $\Delta C_{y_{max}} = 0,2$ в натуральных условиях обтекания.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Анализ влияния ВВ на АДХ (аэродинамические характеристики) модели выполнен в крейсерской, взлетной ($\delta_3 = 20^\circ$) и посадочной ($\delta_3 = 50^\circ$) конфигурациях. Испытания проведены в диапазоне углов атаки $\alpha = -6 \dots 24^\circ$ при скоростях потока $V = 32 \dots 19,2$ м/с, соответствующих числам $Re_{BA} = (0,67 \dots 0,40) \cdot 10^6$ и номинальным значениям воздушных винтов с установленным обтекателем кабелей. Все испытания выполнены с нулевыми углами отклонения органов управления, шасси присутствовало во взлетной и посадочной конфигурациях.

Для каждой конфигурации определен прямой (силы и моменты на винте) и косвенный вклад (воздействие струи на элементы планера) винтов в АДХ модели, включая характеристики продольной статической устойчивости. Используемые на графиках краткие обозначения «струя» и «натура» соответствуют результатам испытаний модели за вычетом вклада ВВ и коррекции коэффициентов $C_{y_{max}}$ и C_x модели с работающими ВВ на натурные условия полета соответственно. Значения производных C_y^α вычислены на линейном участке зависимостей $C_y(\alpha)$, а mz^{C_y} – в диапазоне $C_y = 0,4 \dots 0,6$ для $\delta_3 = 0$, и $C_y \approx 1,2 \dots 2$ в конфигурациях модели с отклоненной механизацией.

Крейсерская конфигурация

Влияние ВВ приводит к типичному изменению аэродинамических характеристик модели самолета нормальной схемы (рис. 4).

Происходит увеличение значений производной C_y^α и коэффициента $C_{y_{max}}$, смещение сопротивления в область отрицательных величин за счет тяги ВВ, а также малое приращение момента тангажа на пикирование с незначительным изменением запаса продольной статической устойчивости модели. Наблюдаемый на рис. 4 рост значений коэффициента В (тяги) связан с увеличением торможения потока в плоскости вращения ВВ, происходящим с ростом угла атаки.

Вычитание вклада сил от винтов из характеристик модели с работающими ВВ определило доминирующий вклад струи даже при малом значении коэффициента нагрузки $Bo = 0,3$ в несущие свойства модели в области углов атаки $\alpha > 10^\circ$. В результате коррекции АДХ модели на натурные условия полета величина $C_{y_{max}}$ с работающими винтами возросла со значения 1,68 до 2,08, величина K_{max} увеличилась на 2,3 единицы ($K_{max} \approx 13$; $C_{y_{K_{max}}} = 0,64$).

Увеличение коэффициента нагрузки В (тяги винтов) с $Bo = 0,3$ до 2 (рис. 5) привело к дополнительному повышению несущих свойств крыла в области критических углов атаки, большему смещению поляры в область отрицательных значений C_x и некоторому увеличению запаса статической устойчивости (рис. 5).

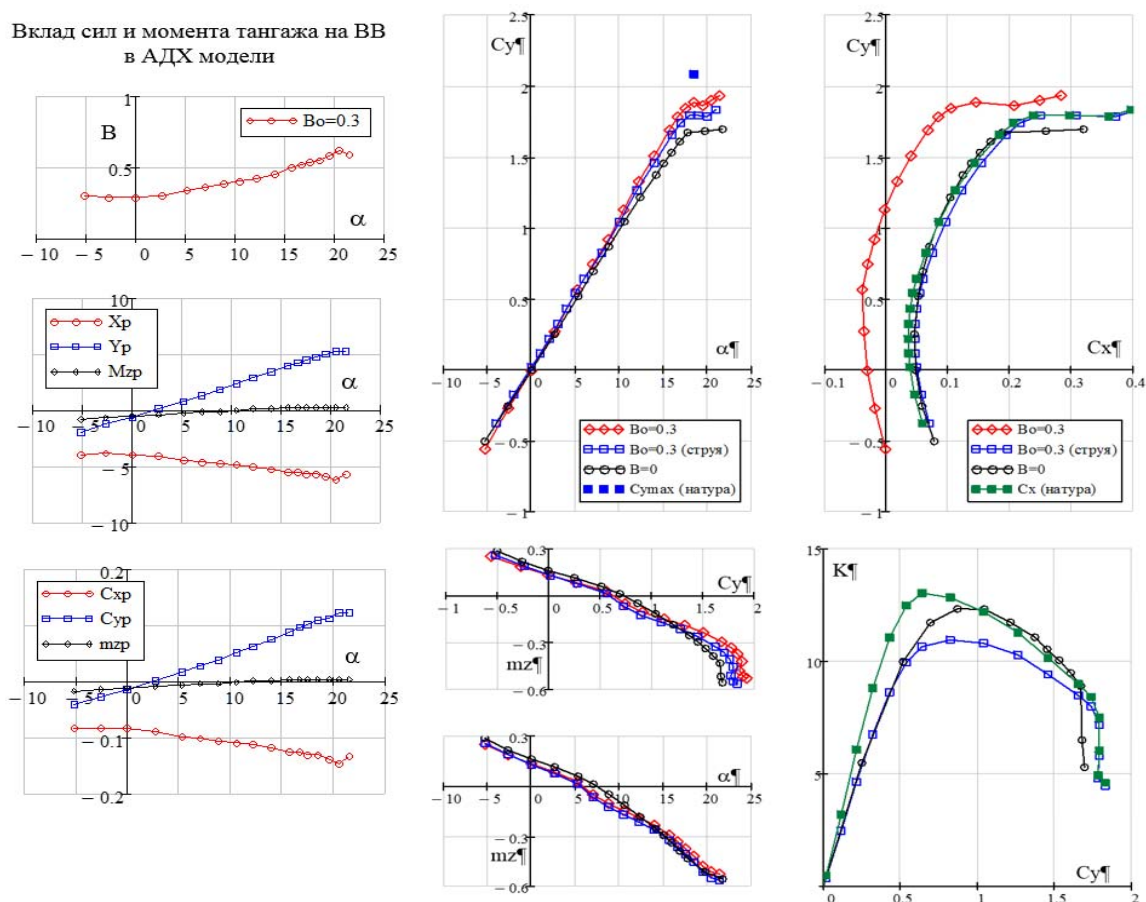


Рис. 4. Прямое и косвенное влияние винтов на аэродинамические характеристики модели в крейсерской конфигурации ($B_0 = 0,3$)

Fig. 4. Direct and indirect propellers effect on the aerodynamic characteristics of the model in the cruise configuration ($B_0 = 0.3$)

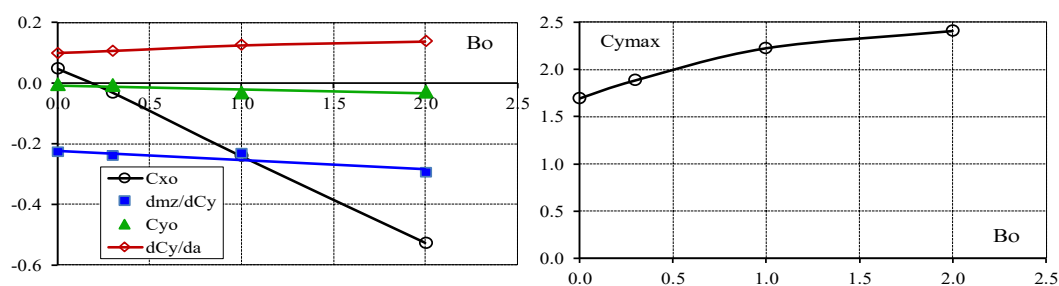


Рис. 5. Влияние коэффициента нагрузки B на основные аэродинамические характеристики модели ($\delta_f = 0$)

Fig. 5. Effect of loading factor B on the basic aerodynamic characteristics of the model ($\delta_f = 0$)

Взлетная конфигурация

Увеличение коэффициента нагрузки B до значения $B_0 = 2$ во взлетной конфигурации ($\delta_3 = 20^\circ$) привело к более существенному изменению АДХ модели (рис. 6) по сравнению с аналогичным влиянием на характеристики модели в крейсерской конфигурации.

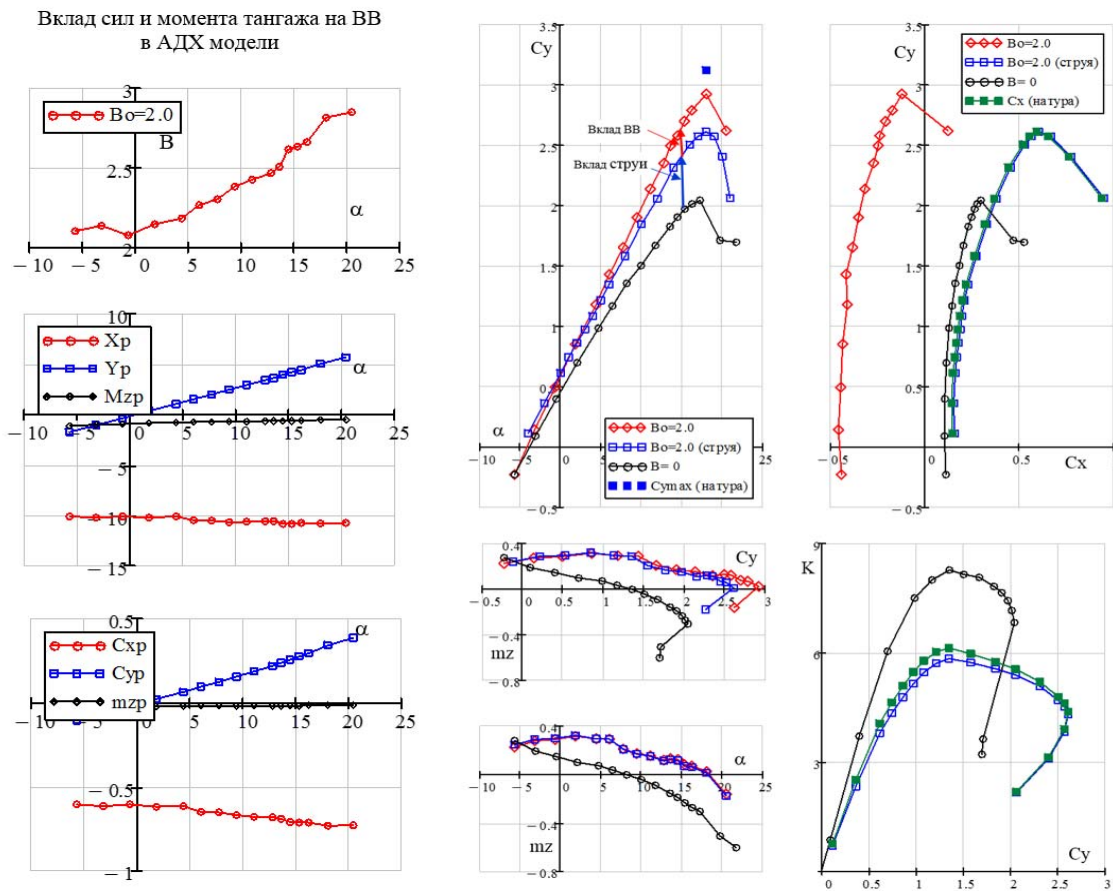


Рис. 6. Влияние винтов на аэродинамические характеристики модели во взлетной конфигурации ($B_0 = 2$)
Fig. 6. Propellers effect on the model aerodynamic characteristics in the take-off configuration ($B_0 = 2$)

Помимо значительного приращения несущих свойств модели ($\Delta C_{y_{max}} = 0,88$), имеет место также заметное снижение запаса продольной статической устойчивости на $|\Delta mZ^{Cy}| = 0,125$. Эти изменения связаны с ростом как прямого вклада сил на ВВ, так и косвенного влияния струи на АДХ модели, вызванных прежде всего значительным увеличением среднего значения коэффициента B с 2,1 до 2,8, наблюдаемым с ростом угла атаки (см. рис. 6).

Также, как было отмечено ранее в анализе характеристик модели крейсерской конфигурации, основной вклад в изменение АДХ модели вносит взаимодействие спутной струи от винтов с крылом и горизонтальным оперением.

В условиях нулевого угла скольжения ($\beta = 0$) закрутка потока от винтов одинакового направления вращения (против часовой стрелки) индуцирует отрицательный момент рыскания (рис. 7), величина которого возрастает с увеличением угла атаки (значения коэффициента B).

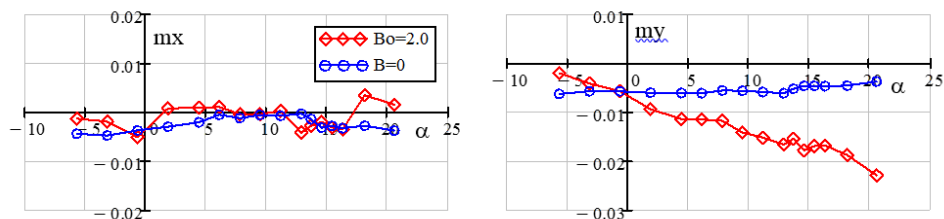


Рис. 7. Вклад односторонней закрутки потока струи в создание момента рыскания
Fig. 7. Contribution of one-sided flow swirl to the creation of the yawing moment

Вклад горизонтального оперения (ГО) в АДХ модели определен из сравнения результатов испытаний взлетной конфигурации с оперением (рис. 6) и без оперения (рис. 8) при одном значении коэффициента нагрузки $B_0 = 2$.

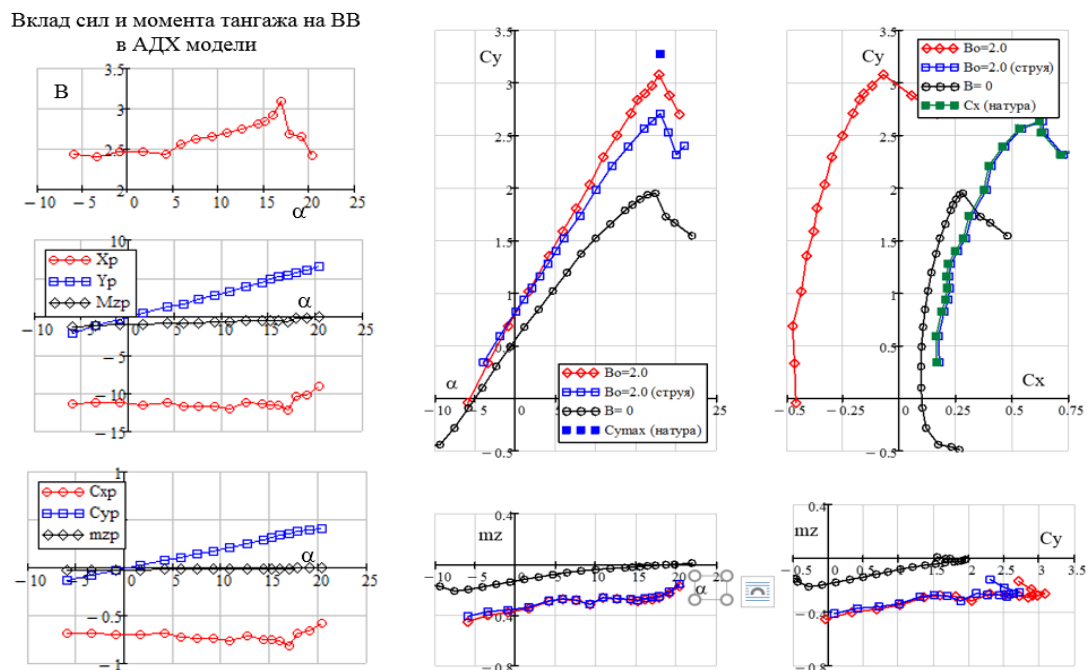


Рис. 8. Вклад винтов в характеристики модели во взлетной конфигурации без горизонтального оперения ($B_0 = 2$)

Fig. 8. Contribution of the propellers effect to the model characteristics in the takeoff configuration without horizontal tail ($B_0 = 2$)

Таблица 2
Table 2

ГО	B_0	C_{x_0}	C_{y_0}	mz_0	Cy^α	Cy_{max}	$\alpha_{кр},^\circ$	mz^{Cy}
+	0	0,108	0,46	0,14	0,11	2,05	17,3	-0,265
+	2	-0,451	0,59	0,30	0,137	2,93	18,1	-0,140
-	0	0,098	0,57	-0,13	0,099	1,95	17,4	0,091
-	2	-0,462	0,81	-0,37	0,132	3,08	17,8	0,042

Сравнение основных АДХ модели с оперением и без него, приведенное в табл. 2, показало:

- некоторое снижение значения производной Cy^α ($\Delta Cy^\alpha = -0,005$),
- приращение коэффициентов Cy_0 ($\Delta Cy_0 = 0,22$) и Cy_{max} ($\Delta Cy_{max} = 0,15$),
- дополнительное смещение поляры в область отрицательных значений Cx ($|\Delta Cx_0| = 0,011$),
- существенное изменение значения коэффициента mz_0 ($|\Delta mz_0| = 0,67$), связанное с влиянием струи (скоса потока и скоростного напора) на несущие свойства оперения.

Посадочная конфигурация

Увеличение угла отклонения закрылка до 50° привело к дополнительному приращению несущих свойств крыла ($\Delta C_{y_{max}} = 0,12$) по сравнению с взлетной конфигурацией ($\delta z = 20^\circ$; $B_0 = 2$; рис. 6). Однако отсутствие избытка тяги и значительное снижение запаса продольной статической устойчивости в рабочем диапазоне значений C_y (рис. 9) может оказать неблагоприятное влияние на характеристики ухода самолета на второй круг.

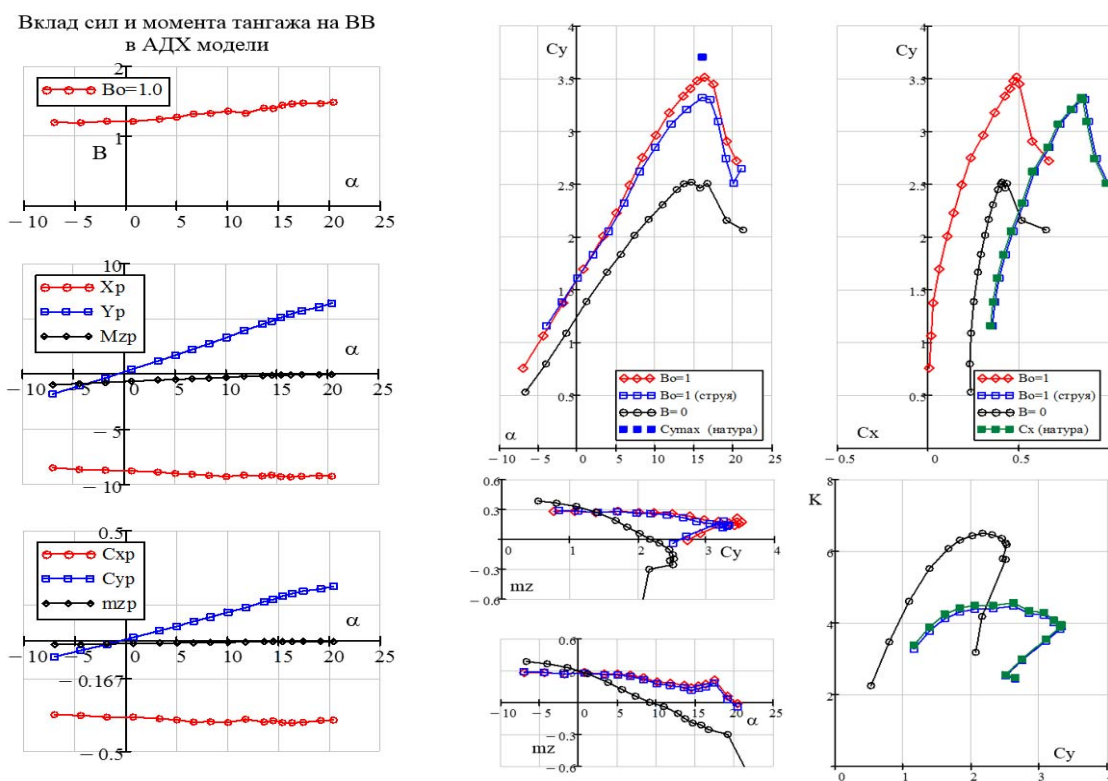


Рис. 9. Влияние винтов на характеристики модели в посадочной конфигурации ($B_0 = 1$)
Fig. 9. Propellers effect on the model characteristics in the landing configuration ($B_0 = 1$)

Увеличение коэффициента нагрузки B с $B_0 = 1$ до 2 приводит к дополнительному повышению несущих свойств крыла в области критических углов атаки, смещению поляры в область отрицательных значений C_x и дополнительному снижению запаса статической устойчивости (рис. 10).

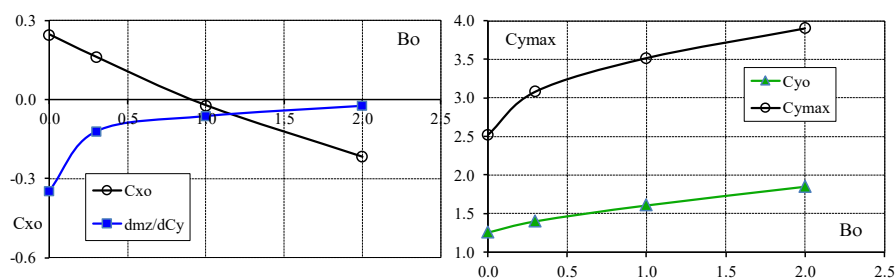


Рис. 10. Влияние коэффициента B на аэродинамические характеристики модели в посадочной конфигурации
Fig. 10. B factor effect on the model aerodynamic characteristics in the landing configuration

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ влияния воздушных винтов на продольные характеристики модели легкого транспортного самолета, показал:

- работа винтов приводит к типичному изменению аэродинамических характеристик модели самолета нормальной схемы, заключающемуся в увеличении производной $C_{y\alpha}$ и коэффициента $C_{y_{max}}$, смещении поляры в область отрицательных значений за счет тяги винтов, а также к приращению момента тангажа на пикирование и снижению запаса продольной статической устойчивости. Наибольший вклад в изменение характеристик модели оказывает высокоэнергетическая струя от винтов;
- минимальное влияние винтов на характеристики модели получено в крейсерской конфигурации с $B_0 = 0,3$ ($\Delta C_{y_{max}} = 0,39$; $\Delta mZ^{Cy} \approx 0$);
- отклонение закрылка во взлетное положение ($\delta z = 20^\circ$) и увеличение коэффициента нагрузки B_0 до максимального значения 2 привело к существенному приращению несущих свойств ($\Delta C_{y_{max}} = 1,1$) и снижению запаса продольной устойчивости на $|\Delta mZ^{Cy}| = 0,125$ до значения $mZ^{Cy} = -0,14$;
- посадочная конфигурация модели ($\delta z = 50^\circ$) характеризуется наибольшим неблагоприятным влиянием винтов на изменение продольных характеристик модели.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Groeneweg J.F., Bober L.J.** NASA advanced propeller research // NASA TM-101361, 1988. 35 p.
2. **Whitlow J.B., Sievers G.K.** NASA advanced turboprop research and concept validation program // NASA TM-100891, 1988. 28 p.
3. **Balabuyev P.** An-70 STOL aircraft characteristics at high angles of attack and take-off and landing characteristics / P. Balabuyev, O. Bogdanov, V. Kudryavtsev, V. Pustovoytov [Электронный ресурс] // 23rd International Congress of Aeronautical Sciences. ICAS, 2002. 6 p. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2002/PAPERS/P1.PDF (дата обращения: 23.07.2021).
4. **Reckzeh D.** Aerodynamic design of the A400M high-lift system [Электронный ресурс] // 26th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 2008. 8 p. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/362.PDF (дата обращения: 23.07.2021).
5. **Петров А.В.** Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 736 с.
6. **Austin R.** Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. Publisher: John Wiley & Sons Ltd, 2010. 372 p.
7. **Červinka J.** Simulation of propeller effect in wind tunnel / J. Červinka, R. Kulhánek, Z. Pátek, V. Kumar [Электронный ресурс] // 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 2016. 6 p. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0593_paper.pdf (дата обращения: 23.07.2021).
8. **Petrov A.V., Stepanov Y.G., Shmakov M.V.** Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel – Results of tests // Acta Polytechnica. 2004. Vol. 44, no. 2. P. 27–31. DOI: 10.14311/530
9. **Pope A., Barlow J.B., Rae W.H.** Low-speed wind tunnel testing. 3rd ed. John Wiley & Sons Inc., 1999. 728 p.

10. **Drela M., Youngren H.** XFOIL 6.9 user primer [Электронный ресурс] // XFOIL Subsonic Airfoil Development System. 2011. URL: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (дата обращения: 12.08.2021).

11. **Raymer D.** Aircraft design: A conceptual approach. 2nd ed. AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. 729 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

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

ANALYSIS OF THE PROPELLERS-AIRFRAME INTERACTION OF THE LIGHT TRANSPORT AIRCRAFT

Yuriy S. Mikhailov¹

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

ABSTRACT

In the design of multi-engine aircraft, one of the important issues is the interaction between the propellers and airframe configuration components, especially in take-off and go-around procedure modes. Modern propeller-driven aircraft concepts in the pulling configuration are characterized by a high disk loading and an increased number of propeller blades used to increase cruising speed and reduce excessive noise. The first problem arising due to high disk loading is the direct impact of forces by operating propellers (thrust, normal force) on fixed-wing stability, especially at angles of attack different from a zero value. The second one involves a high-energy level of the propeller slipstream, having a significant indirect impact on the aircraft's aerodynamics, stability and controllability. This impact is primarily associated with the interaction of propellers slipstream with other aircraft's configuration elements. The complexity of taking into account the slipstream-wing interaction and other airframe components stipulated the application of experimental methods to study the problems of propellers – airframe interaction while designing propeller-driven aircraft configurations. This article presents an analysis of the experimental studies results of the operating propellers- airframe interaction for a light twin-engine transport aircraft. The aerodynamic aircraft's configuration is executed using the conventional pattern of a high-wing and the carrier-on deck type empennage. The high-lift wing device is a fixed-vane double-slotted flap. The wind-tunnel tests of the model in the cruising, takeoff and landing configurations were carried out in TsAGI low-speed wind-tunnel T-102. Measurement of forces and moments, acting on the model, was performed by means of an external six-component wind-tunnel balance. Measurement of forces and moments, acting on the propeller, was conducted using strain gauge weighers installed inside the engine nacelles of power plant simulators. The simultaneous combined use of external and internal balances allowed researchers to determine the direct and indirect contribution of operating propellers to the model longitudinal aerodynamic characteristics under variation of loading factor B ranging from 0 to 2.

Key words: wind tunnel, propeller-driven aircraft model, propeller-airframe interaction.

REFERENCES

1. **Groeneweg, J.F. and Bober, L.J.** (1988). *NASA advanced propeller research*. NASA TM-101361, 35 p.
2. **Whitlow, J.B. and Sievers, G.K.** (1988). *NASA advanced turboprop research and concept validation program*. NASA TM-100891, 22 p.
3. **Balabuyev, P., Bogdanov, O., Kudryavtsev, V. and Pustovoytov, V.** (2002). *An-70 STOL aircraft characteristics at high angles of attack and take-off and landing characteristics*. 23rd International Congress of Aeronautical Sciences. ICAS, 6 p. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2002/PAPERS/P1.PDF (accessed: 23.07.2021).

4. **Reckzeh, D.** (2008). *Aerodynamic design of the A400M high-lift system*. 26th Congress of The International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 8 p. Available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/362.PDF (accessed: 23.07.2021).

5. **Petrov, A.V.** (2018). *Aerodinamika transportnykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi sistemami uvelicheniya poyemnoy sily* [Aerodynamics of short takeoff and landing of cargo aircraft with power systems for increasing lift]. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 736 p. (in Russian)

6. **Austin, R.** (2010). *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment*. Wiley & Sons Ltd, 372 p.

7. **Červinka, J., Kulhánek, R., Pátek, Z. and Kumar, V.** (2016). *Simulation of propeller effect in wind tunnel*. 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS, 6 p. Available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0593_paper.pdf (accessed: 23.07.2021).

8. **Petrov, A.V., Stepanov, Y.G. and Shmakov, M.V.** (2004). *Development of a technique and method of testing aircraft models with turboprop engine simulators in a small-scale wind tunnel – Results of tests*. Acta Polytechnica, vol. 44, no. 2, p. 27–31. DOI: 10.14311/530

9. **Pope, A., Barlow, J.B. and Rae, W.H.** (1999). *Low-speed wind tunnel testing*. 3rd ed. John Wiley & Sons Inc., 728 p.

10. **Drela, M. and Youngren, H.** (2011). *XFOIL 6.9 user primer*. XFOIL Subsonic Airfoil Development System. Available at: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (accessed: 12.08.2021).

11. **Raymer, D.** (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 2nd ed. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 729 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Yuriy S. Mikhailov, Candidate of Technical Sciences, Leading Research Worker, Central Aerohydrodynamic Institute, mikh47@yandex.ru.

Поступила в редакцию 25.06.2021
Принята в печать 21.09.2021

Received 25.06.2021
Accepted for publication 21.09.2021

ББК 05
Н 34
Св. план 2021

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 24, № 05, 2021
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 24, No. 05, 2021

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.

Подписано в печать 21.09.2021.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

11,25 усл. печ. л.

Заказ № 850 / 199

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, 2018

