

Том 24, № 03, 2021

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 24, No. 03, 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 "Vympel", Moscow, Russia;

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

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

Francesca De 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 президенте 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

Barabash A.D., Borodkin S.F., Kiselev M.A., Petrov Yu.V. Flight safety level improvement methodology based on the pilot model	8
Бачкало Б.И., Байнетов С.Д., Болбат С.Г. Метод событийного управления безопасностью полета на примере корректируемой реакционной модели	21
Kuznetsov S.V. Operational control system of civil aircraft airborne equipment and scientific basis of its formation	31
Шаров В.Д., Елисеев Б.П., Поляков П.М. Об управлении безопасностью полетов при эксплуатации беспилотных авиационных систем	42

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Виндекер А.В. Исследование способов склонения при формировании облика беспилотного летательного аппарата с вертикальным стартом	57
Стрижиус В.Е. Сравнение характеристик сопротивления усталости алюминиевых сплавов и слоистых углепластиков	71

CONTENTS

TRANSPORT

Barabash A.D., Borodkin S.F., Kiselev M.A., Petrov Yu.V. Flight safety level improvement methodology based on the pilot model	8
Bachkalo B.I., Baynetov S.D., Bolbat S.G. Flight safety event management method as illustrated by a guided reactivity model	21
Kuznetsov S.V. Operational control system of civil aircraft airborne equipment and scientific basis of its formation	31
Sharov V.D., Eliseev B.P., Polyakov P.M. About flight safety management during operation of unmanned aircraft systems	42

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Vindeker A.V. Study of declination methods while forming the appearance of the surface-to-air unmanned aerial vehicle with a vertical start	57
Strizhius V.E. Comparison of fatigue resistance characteristics of aluminum alloys and carbon laminates	71

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 629.7.072

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-8-20

FLIGHT SAFETY LEVEL IMPROVEMENT METHODOLOGY BASED ON THE PILOT MODEL

A.D. BARABASH¹, S.F. BORODKIN¹, M.A. KISELEV¹, Yu.V. PETROV¹

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

Despite the regular efforts on the part of national regulators, the International Civil Aviation Organization and the International Air Transport Association (ICAO and IATA), as well as on the developers of aeronautical equipment, the vast majority of accidents and incidents continue to occur due to the human factor. With the course of time, aircraft design and reliability are steadily and significantly improving, nevertheless, the number of aviation accidents is happening more and more frequently, including accidents with serviceable aircraft. Considerable evidence is the fact that a Controlled Flight into Terrain (CFIT) remains one of the most common causes of aviation accidents. This is specified by a wide variety of problems that require the search for complex, interconnected solutions. Among these issues it is necessary to highlight the increasing sophistication of the aircraft as a technical system, as well as practically unchanged for more than half a century approaches to pilots training for the type and maintaining their qualifications based on pre-defined scenarios taking into consideration the previous experience of aircraft operation. One of the possible ways out of the situation may be the introduction of so-called concept of personnel training relying on the evidence-based training analysis (EBT) based not on the pursue to memorize a certain list of exercises but to develop each particular pilot's skills and competences that could help him cope with any unpredictable situation. The key feature of EBT lies in refocusing on the analysis of original causes of unsuccessful maneuvers (actions of the pilot) primarily in order to correct the wrong actions instead of repeatedly complying with the "correct sequence of actions". In this regard, the tools providing a continuous analysis of the pilot's actions to identify errors for the purpose of realigning (forming) the pilot's professional competencies in due time, are of paramount importance. The article describes the content of the methodology representing an ultimate goal to develop recommendations aimed at improving pilot's expertise based on generalized and personalized models of the pilot, as well as solving the inverse problem of flight dynamics using a comparative assessment of a particular pilot piloting quality.

Key words: flight safety, human factor, personnel training, evidence analysis, flight dynamics, pilot model.

INTRODUCTION

At present time the issue of flight safety still remains very actual taking into consideration the fact that the amount of aviation accidents hasn't reduced lately on average (Fig. 1). The analysis of the events mentioned above unequivocally implies the human factor predominance among other causes of aviation accidents [1]. On average approximately 80% of all causes of aviation accidents were accounted for by a human factor for over the period from 2009 to 2018. (Fig. 2). Thus, according to the data and reports of the State Aviation Supervision and the Intergovernmental Aviation Committee on the Flight Safety in Civil Aviation of the Russian Federation¹ the most common causes of aviation ac-

¹ The flight safety in civil aviation state of the party-states to the agreement on civil aviation and on the use of airspace in 2018. (2019). Interstate Aviation Committee. Available at: <https://makiac.org/upload/iblock/4b6/bp-17-2.pdf> (accessed:15.10.2021).

idents have become CIFT (17%), flight crew’s errors on take-off and landing (45%), as well as loss of control in flight (11%) (Fig. 3)².

Among the main reasons that contribute to keeping a high degree of the human factor in aviation accidents we should emphasize the following:

Firstly, these are the problems associated with both imperfection of the modern pilot training paradigm³ and non-compliance of the material and technical base with the modern requirements [2, 3, 4, 5].

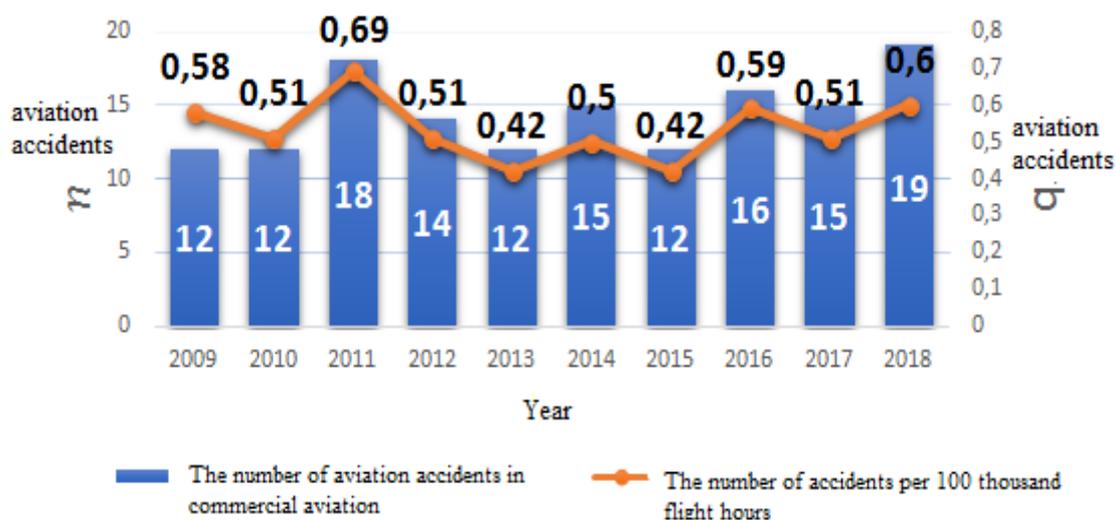


Fig. 1. Absolute and relative (number of accidents per 100 thousand flight hours) flight safety indicators for commercial air transportation of passengers and cargo in the Russian Federation for 2009–2018

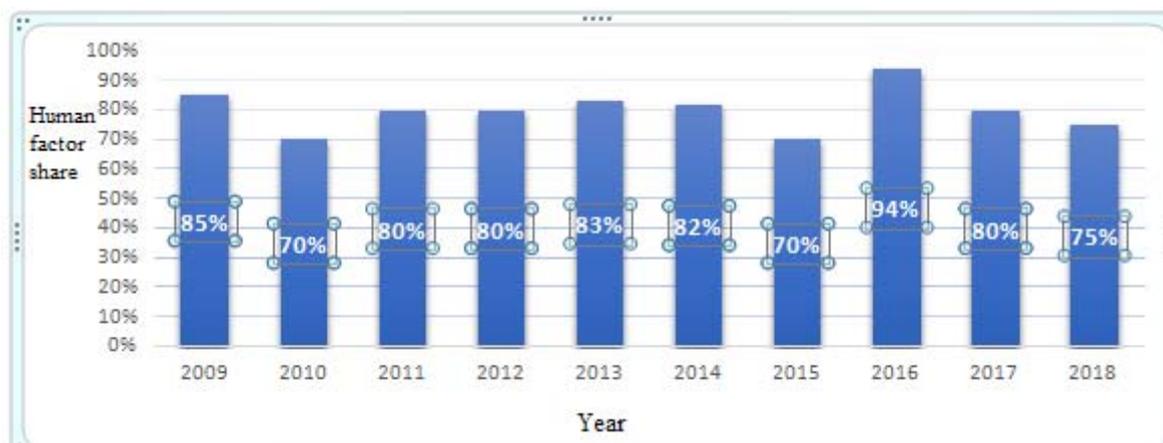


Fig. 2. The share of the human factor in aviation accidents (period 2009–2018) according to the annual reports of the Interstate Aviation Committee

² The civil aviation of the Russian Federation 2018. Flight safety analysis. Department of the aviation safety inspection (2018). State Aviation Supervision. Available at: [https://avia.rostransnadzor.ru/flight safety/flight safety analysis](https://avia.rostransnadzor.ru/flight%20safety/flight%20safety%20analysis) (accessed: 18.10.2021).

³ Doc 9995 AN/497. (2013). Evidence-based Training Manual. 1st ed. International Civil Aviation Organization, 170 p.

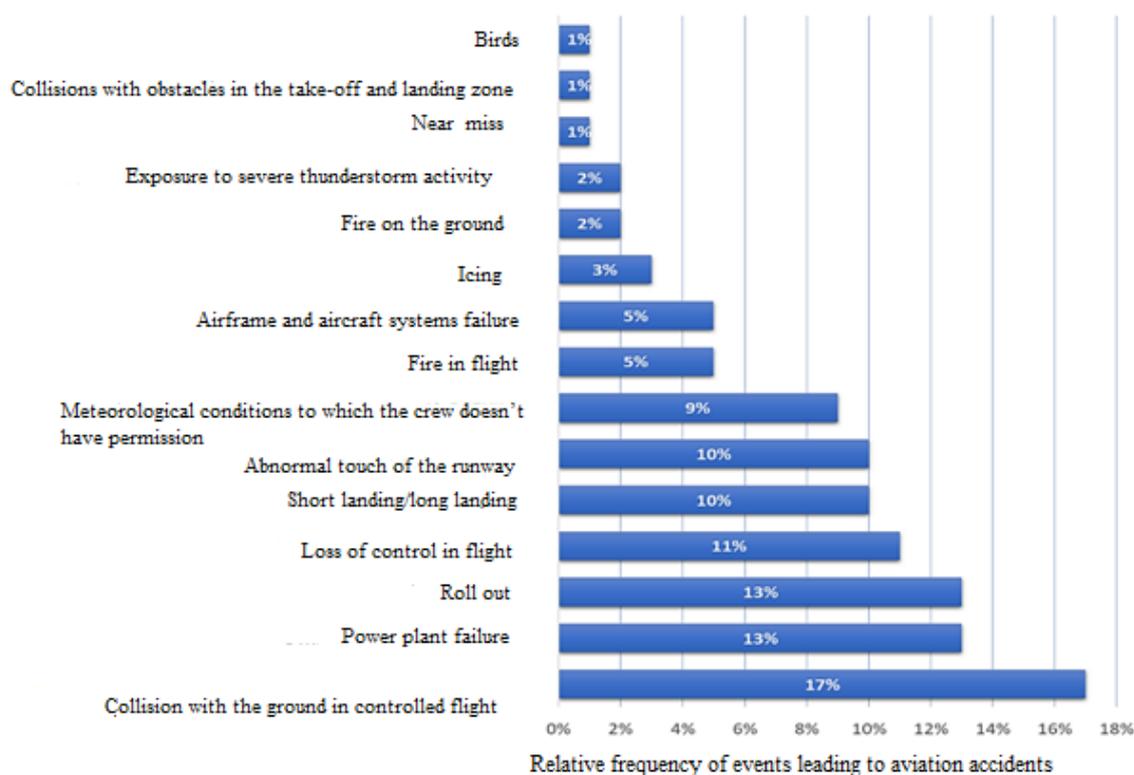


Fig. 3. The main types of events leading to aviation accidents with commercial aircraft (period 2001–2018)

Among the main reasons that contribute to keeping a high degree of the human factor in aviation accidents we should emphasize the following:

Firstly, these are the problems associated with both imperfection of the modern pilot training paradigm⁴ and non-compliance of the material and technical base with the modern requirements [2, 3, 4, 5].

Secondly, these are the problems related to the increasing aircraft complexity and automatic systems significance. So, the more automation is used in-flight, the more the person controlling the aircraft gets adapted to the role of the operator, the less he remains a pilot trained to respond to the force majeure circumstances arising in flight [6]. The lack of comprehensive training for actions in case of any automatic system failure is sure to have a negative effect on the flight safety if such a failure occurs. Accidents on October 29, 2018 and March 10, 2019 with the Boeing 737-8200 (Boeing 737 MAX) aircraft can serve as a bright illustration when pilots were not properly trained to operate the new Maneuvering Characteristics Augmentation System (MCAS) adjusting the stabilizer angle for the purpose of reducing the pitch attitude with increase of the angle of attack⁵. At the same time it is obviously impossible to foresee all the scenarios of probable aviation accidents, especially in the conditions of the sophisticated aviation system, which complexity and high reliability actually mean that the subsequent flight accident can be completely unpredictable.

Thirdly, it is evident that competency of the educational institutions training staff and operator's flight services that provide training, assessment of knowledge and piloting proficiency is essential in forming the pilot's skills and expertise [7]. Subjectivity of instructor personnel in the process of pilots training and obtained skills assessment can cause lack of readiness of the pilot for a number of sit-

⁴ Doc 9995 AN/497. (2013). Evidence-based Training Manual. 1st ed. International Civil Aviation Organization, 170 p.

⁵ Komite Nasional Keselamatan Transportasi Republic of Indonesia. Aircraft accident investigation report. PT. Lion Mentari Airlines Boeing 737-8 (MAX); PK-LQP Tanjung Karawang, West Java Republic of Indonesia. Available at: https://reports.aviation-safety.net/2018/20181029-0_B38M_PK-LQP_PRELIMINARY.pdf (accessed: 11.01.2021).

uations during flight operation. Besides, there is a problem of a frequently formal flight performance assessment of a particular pilot in airlines, merely relying on the express analysis of flight data when only parameters going beyond flight limits are recorded in accordance with the regulating documents. However, such an approach does not allow us to evaluate flight performance to a full extent as well as to give correct recommendations to the pilot, particularly to predict the possible fatal problems in the future flight operations.

The implementation of the evidence-based training (EBT)⁶ concept of personnel training can be considered as an effective way to resolve the problems outlined above. Evidence-based training (EBT) assumes the change of the pilot training methodology specifically refusal from training exclusively based on the scenarios in favor of development and assessing expertise to support more qualitative result upon completion of training. It is proposed that acquiring a limited number of certain competencies will enable the pilot to cope with unexpectedly unfamiliar and potentially hazardous situations in flight. Thus, it is necessary not to just replace partially an outdated set of critical scenarios for a new one, but to use event-based scenarios as a method and means for developing and evaluating the effectiveness of the crew's actions in terms of applying the required specific competencies. The potential of the similar approach is indicative of the above-mentioned Boeing 737 MAX 8 airplane accidents, namely, before the stated above disasters several Boeing 737 MAX 8 crews successfully coped with MCAS operational features, obtaining the incorrect data from the angle-of-attack sensor, and completed the flights uneventfully.

Thus, the EBT concept refocuses the training system on analyzing the original causes of unsuccessful maneuvers (pilot actions), primarily in order to correct inappropriate actions instead of simply completing repeatedly the "correct sequence of actions". The ability to apply correctly the "error analysis" principles is meant to be the key factor in the training process. In this regard, approaches ensuring an unbiased, extensive, objective, and continuous analysis of the pilot's actions are of paramount importance. The given analysis is bound to rely on the factual data of objective control – a big amount of data generated in the course of all the pilot's flight operation (aircraft type training, maintaining qualifications, routine flight operation). One of the most important goals of such an analysis, as it has already been mentioned above, should be developing a well-founded series of recommendations with respect to forming (correction) pilot's professional competencies that ensure safe pilotage capabilities in any circumstances even unknown before. A possible approach to the solution of this problem is presented in this article.

TASK ASSIGNMENT

The aircraft control problem can be provisionally divided into flight path and pilotage components. The flight path component can be defined as the choice of the right control strategy, in other words, the choice of the correct maneuver. The pilotage component is comprised of selecting by the pilot particular deflections of the aircraft controls (control column, side stick, pedals, throttle lever) that assure the implementation of an assigned flight path (maneuver). With rare exceptions, while piloting the civil aircraft of transport category, the desired flight path is known. So, maneuvering at take-off and landing stages in the area of the airfield takes place in accordance with the prescribed departure routes SID (Standard instrument departure), arrival procedures STAR (Standard arrival routes instrument) and approach (Approach), including glide slope descent on final (Final Approach Segment). Therefore, the civil aviation pilot makes the main errors while pursuing prescribed flight paths i.e. while addressing the pilotage component of the aircraft control task.

Quality evaluation of piloting component is a complex task currently implemented in sufficiently a narrow sphere by means of analyzing the individual flight parameters in terms not exceeding

⁶ The analysis based evidence personnel training. Implementation Guide. (2014). 1st ed. 2014. International Air Transport Association, 210 p.

accepted values. Flight speed, deviation from the glide path (at the points of entry, passing inner and outer beacons, etc.), angle of attack, vertical acceleration, etc. are referred to similar parameters. The carried-out research has shown [8] that the applied tolerance estimates are random and have low correlation with the level of pilot training. Complexity of flight performance assessment for the pilotage component and, accordingly, usage of all the capabilities for such an assessment are specified by a large variety of possible control effects that ensure the implementation of the same flight path with the given accuracy. Generally, each pilot has his own individual manner of piloting [9, 10]. Therefore, from the point of view of searching for capabilities to improve a particular pilot's flight performance it is relevant to develop a methodology to resolve the subsequent tasks:

- validation of the flight performance criterion;
- calculation of the flight performance criterion for a particular pilot;
- calculation of the probability of unsuccessful maneuver completion under given conditions for a particular pilot in order to identify challenges while implementing flight modes;
- giving recommendations concerning the pilot's professional competencies formation (correction).

METHODOLOGY OF RESEARCH

The content of the proposed methodology is presented in Figure 4.

The input data for this methodology is personalized information obtained from voice and data recorders of the aircraft operated by a particular pilot during flight operation:

- training for an aircraft type;
- maintaining qualifications;
- routine flight operations,

as well as data generated during the pilot's simulator mission. This information is divided into the stages (take-off, climb, etc.) and flight conditions (time of the day, meteorological conditions, failures and their type, etc.).

In addition, the data obtained by means of pilot two models is input data of the methodology:

- 1) an individual pilot model;
- 2) a generalized (idealized) pilot model.

The pilot model is a model that simulates pilot response to flight controls deflection under assigned flight conditions, the aircraft state and its attitude. The problems of constructing a pilot model are concerned with of the pilot performance features as a control operator. Among these features we should highlight as follows:

- 1) discreteness of information perception;
- 2) a delayed response to the events considering the fact that a delay value can vary in flight;
- 3) erroneous and imprecise flight controls handling – largely depends on the pilot proficiency and his condition;
- 4) pilot sensitivity thresholds, which vary when the force acting on the pilot changes.

A person ability to be affected by external factors (the intensity of incoming information, the level of fatigue, stress, physical impacts, etc.) determines a probability of pilot's abilities variations as an aircraft control operator during the flight (several flights), which, in turn, defines the pilot model stochastic nature.

In the suggested methodology, the pilot model is used in order to solve the following tasks:

- conducting additional research, in other words, "increasing flight hours" in order to identify potentially dangerous modes for this pilot and their further training on the simulator;
- generalizing an analysis for the pilot models array for the purpose of identifying the best control pattern for each specific situation to create a generalized model of the "best" pilot.

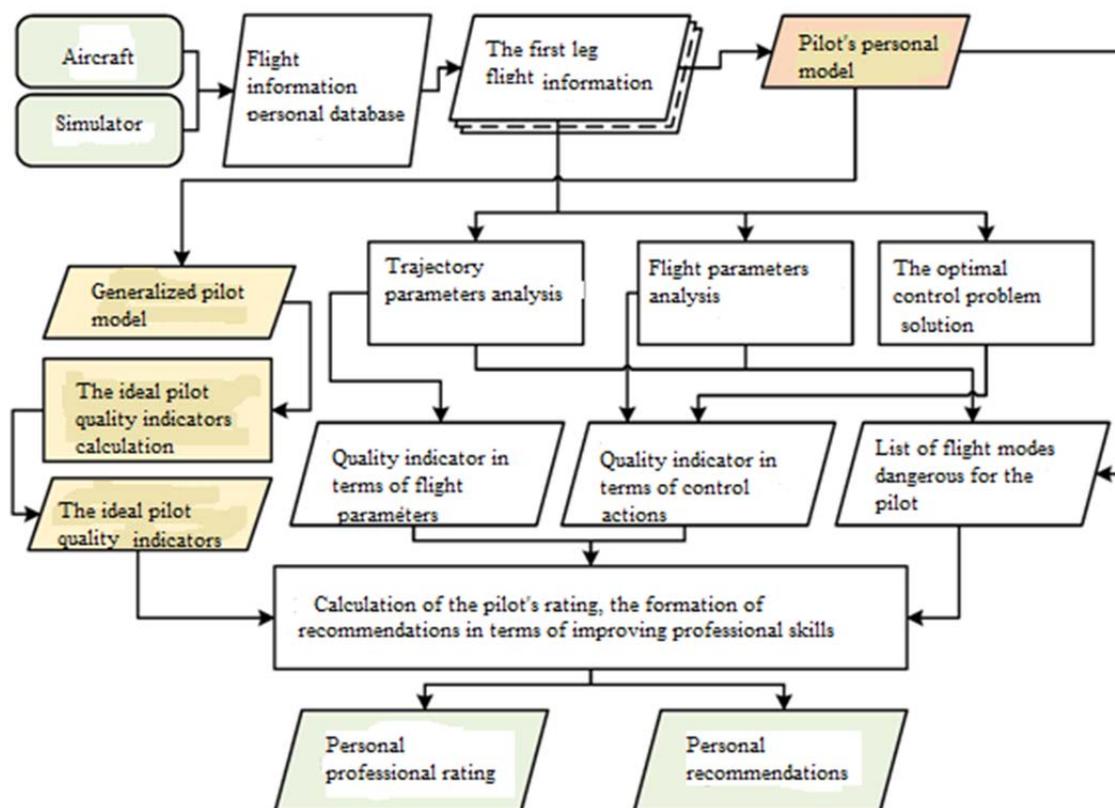


Fig. 4. The content of the methodology for improving the level of flight safety based on the pilot model

The essence of the methodology is as follows.

The information about flight parameters obtained from the aircraft voice and data recorders, the aircraft simulator as well as from the pilot personal model, is analyzed:

- 1) in terms of trajectory parameters in order to determine their exceeding the established limitations and calculate the corresponding indicator;
- 2) calculation of the indicator that characterizes the professional competence of aircraft control;
- 3) determination of the number of dangerous flight modes, i.e. the modes in which the flight parameters are close to the limit conditions and their going beyond will pose a threat to flight safety.

The comparative analysis of the different pilots qualitative characteristics, generalization of these indicators allow you:

- 1) to calculate the best indicator for this group;
- 2) to create a model of the best pilot for this group – the model of the "ideal" pilot;
- 3) to rank pilots according to the proximity of their indicators to the indicators of the "ideal" pilot model;
- 4) to offer personal recommendations in terms of improving professional skills.

We will evaluate the flight proficiency using the analysis of the pilot's control actions – flight controls deflections. The relationship between the nature of the flight controls deflections and the flight proficiency is based on the research of the Institute of Aviation and Space Medicine [11]. However, the previously proposed approaches [8, 12–13], implementing the given concept, propose to apply the filters in order to separate the trajectory and flight components. In contrast to the known approaches, the proposed method presents the direct calculation of the trajectory component by means of solving the inverse problem of flight dynamics. Let us have a closer look at the specified algorithm.

The flight path based on the known coordinates is approximated using splines. Let us state that, under the Weierstrass approximating theorem, for any continuous function on the segment, one can choose a sequence of polynomials that converge evenly to this function on the segment [14]. The most "physical" is the representation of the trajectory by cubic splines, which are a piecewise polynomial of the 3rd degree. At a separate section, a cubic spline is a dependency in the form of:

$$\begin{cases} x(\tau) = a_x \tau^3 + b_x \tau^2 + c_x \tau + d_x \\ y(\tau) = a_y \tau^3 + b_y \tau^2 + c_y \tau + d_y \\ z(\tau) = a_z \tau^3 + b_z \tau^2 + c_z \tau + d_z \end{cases}$$

Then, the controlled trajectory parameters (overload and roll) required for the achievement of the specified trajectory are calculated as follows:

$$n_{ya} = \frac{1}{\cos \gamma_a} \left(\frac{V^2 \theta'}{g \sqrt{x'^2 + y'^2 + z'^2}} + \cos \theta \right) \operatorname{tg} \gamma_a = - \frac{\varphi' \cos \theta}{\theta' + \frac{g \cos \theta \sqrt{x'^2 + y'^2 + z'^2}}{V^2}}$$

$$\sin \theta = \frac{y'}{\sqrt{x'^2 + y'^2 + z'^2}} \operatorname{tg} \varphi = - \frac{z'}{x'} \theta' = \frac{y''(x'^2 + z'^2) - y'(x'x'' + z'z'')}{(x'^2 + y'^2 + z'^2)^{3/2} \cos \theta} \quad \varphi' = \frac{-\cos \varphi (x'z'' - z'x'')}{x'^2}$$

If you know transfer relations for the aircraft control system, you can determine the required flight controls deflections to implement the path. For example, if you know the gradient of a control stick movement concerning overload $X_e^{n_y}$ you can determine the movement of a control stick required to create an assigned overload $X_e = X_e^{n_y} n_y$.

Then, as a criterion of quality pilotage component, we will use the criterion of the following form:

$$k_1 \sum \int \left| \frac{U_{current}^i - U_{required}^i}{U_{required}^i} \right| dt + k_2 S$$

where $U_{current}^i, U_{required}^i$ – current and required on the basis of solution of the flight dynamics inverse problem, the i control lever deflection value;

S – the area of the figure made by the required and factual flight paths;

k_1, k_2 – weight coefficients variable depending on the value of S in such a way that in case of slight (acceptable) disagreements between the required and the factual flight paths $k_1 \rightarrow \max, k_2 \rightarrow \min$ while under unacceptable variations between the required and the factual flight paths $k_1 \rightarrow \min, k_2 \rightarrow \max$.

The key requirement for the mathematical model of the pilot is its sensitivity to changes of the particular pilot's flight technique over time, determined by changes in flight hours, training sessions, the availability of breaks, etc. The most suitable tool to form such an individual model of the pilot will be the utilization of artificial neural networks. The advantages of neural networks over traditional mathematical approaches and expert assessments are the opportunity to use them in order to solve problems with the unknown patterns of the situation development and obvious dependencies between

input and output data [15, 16], which will allow us to create a model of the pilot with individual features of aircraft control.

The proposed method will utilize multilayer neural feed-forward networks [17] (Fig. 5).

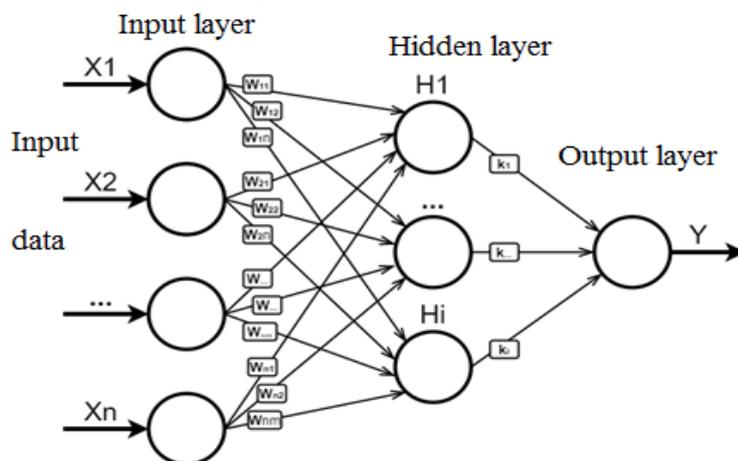


Fig. 5. Multilayer neural feed-forward network

The required number of layers between their input and output, called "hidden" layers, will be clarified in the course of research.

Each artificial neuron is a non-linear function of a single argument – a linear combination of all input signals (Fig. 6).

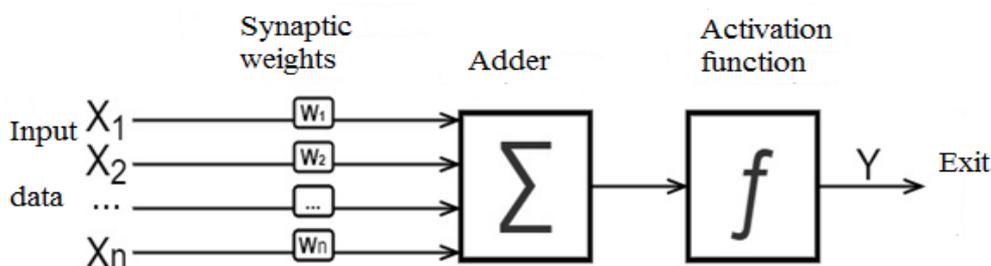


Fig. 6. Artificial neuron with the activation function

Mathematically, an artificial neuron is a weighted integrator and a nonlinear function is applied to its output, which is called the activation function and determined through its inputs and matrix of synaptic weights:

$$y_k^{j+1} = f \left(\sum_{i=1}^n \omega_i x_i + \omega_0 \right) \quad (1)$$

where ω_0 – a coefficient of neuron bias (the weight of single input);

ω_i – synaptic weight of i neuron;

x_i – input of i neuron;

n – the number of neurons which enter the processed neuron.

Output of k neuron of $j+1$ layer is calculated as the sum of all its inputs from layer j , to which the activation function is applied, which normalizes the output signal. The most common activation functions are: a nonlinear function with saturation so-called logistic function or sigmoid (Fig. 7b), and a linear rectifier (ReLU) (Fig. 7a).

Mathematically, the sigmoid function is expressed as follows:

$$f(x) = \sigma(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}} \quad (2)$$

The function of the linear rectifier ReLU has the following form:

$$f(x) = \max(0, x) \quad (3)$$

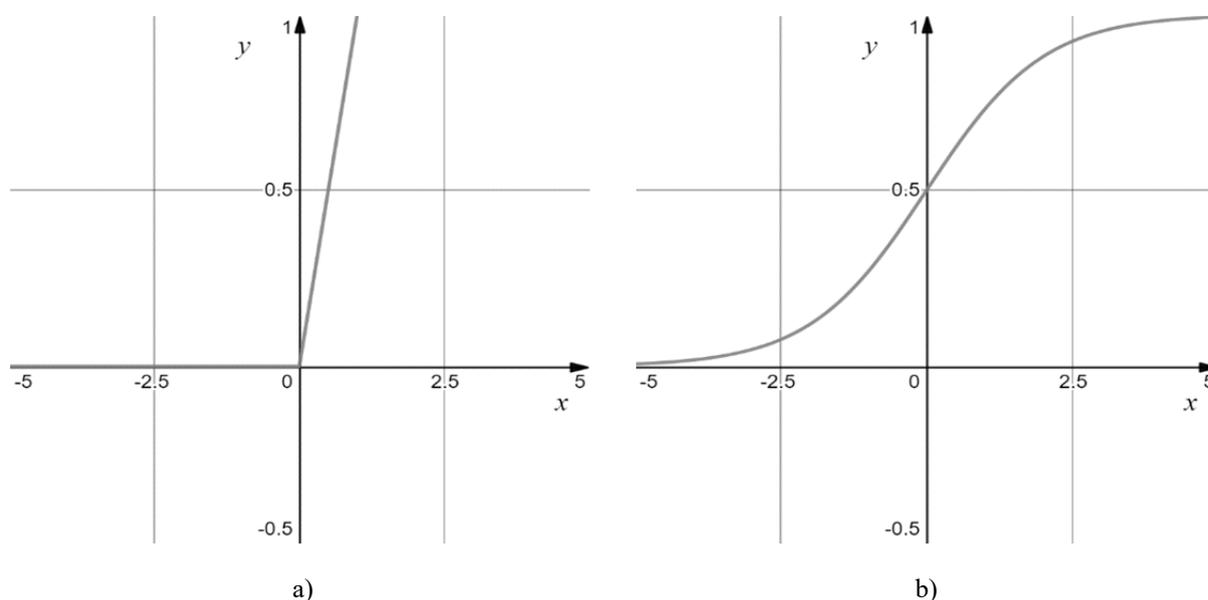


Fig. 7. Activation functions: a) linear rectifier ReLU; b) sigmoidal function

To evaluate the accuracy of neural network learning, the loss (of costs) function is used. The most common loss function is the root-mean-square error (4).

$$J(\omega) = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n (\omega_j x_j^{(i)} - y_j^{(i)})^2 \quad (4)$$

where i – number of the element;

n – number of elements in the learning sample;

$x_j^{(i)}$ – value of input parameter;

$y_j^{(i)}$ – output parameter value from the learning sample.

In this case, the synaptic weights ω_j act as a parameter of the loss function, and learning the neural network according to the objective control data involves correction of the synaptic weights using the method of error back propagation.

The synaptic weights will be adjusted using the stochastic gradient descent method [17], by adding $\Delta\omega_{ij}$ based on each group of correct answers.

$$\Delta\omega_{ij} = -\eta \frac{dJ}{d\omega_{ij}} \quad (5)$$

where $0 < \eta < 1$ – the multiplier that sets up function speed.

The flight parameters are used as input data for the model at the beginning of the maneuver. The output parameters are quality indicators in terms of flight parameters (we use the penalty function for controlled parameters) and the pilotage component.

Summarizing the information for all the individual models, as it has already been mentioned above, according to the considered criteria, the best pilot models for each of the flight segments and input data will be determined, which will allow us to form a model of the best pilot for the given group, or, in other words, a model of the "ideal" pilot.

CONCLUSION

Taking into consideration the fact that currently the number of accidents and incidents associated with pilot errors remains at a fairly high level. New approaches aimed at improving the level of flight safety are relevant and in demand. One of the promising approaches to solve this problem is the concept of personnel training based on evidence-based analysis (EBT). For the successful implementation of this concept the availability of tools that provide a continuous analysis of the pilot actions both in terms of identifying errors and predicting possible risks in various flight situations as well as identifying potential areas for improvement and adjusting the pilot's professional competencies is extremely important. This article proposes an approach designed to solve the tasks mentioned above and provides, firstly, comparative indicators calculation of pilots proficiency and, secondly, special studies with the aim of identifying flight modes potentially dangerous or difficult for implementation by the pilot. The proposed approach is based on the aircraft means of objective control data, simulators, as well as on the data obtained by specially developed pilot models and flight dynamics inverse problem solution. Scheduling the events aimed at improving (maintaining) the pilots' proficiency will facilitate flight safety improvement without significant material costs using the results obtained by means of the proposed methodology.

REFERENCES

1. Kelly, D. and Efthymiou, M. (2019). *An analysis of human factors in fifty controlled flight into terrain aviation accidents from 2007 to 2017*. Journal of Safety Research, vol. 69, pp. 155–165. DOI: 10.1016/j.jsr.2019.03.009
2. Krikunov, K.N. (2013). *Problems of training of commercial aviation pilots*. Bulletin of the South Ural State University. Series: Education. Educational Sciences, vol. 5, no. 2, pp. 79–87. (in Russian)
3. Bolshedvorskaya, L.G. and Miroshnichenko, A.A. (2009). *Economic and methodological aspects of simulator training of aircraft crew aircraft crew members*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 143, pp. 55–62. (in Russian)
4. Krikunov, K.N. (2013). *To the question of problems with training pilots of civil aviation*. Bulletin of the South Ural State University. Series: Education. Educational Sciences, vol. 5, no. 1, pp. 147–150. (in Russian)
5. Karpova, L.I. and Nikitin, D.A. (2011). *The training of civil aviation personnel is a pledging of security of air transportation*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 166, pp. 102–106. (in Russian)

6. **Petrinin, S.V. and Bolshedvorskaya, L.G.** (2011). *The organization of training of flight crew members by airlines depending on the program complexity*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 167, pp. 21–26. (in Russian)
7. **Moroney, W.F. and Moreney, B.W.** (1999). *Flight simulation*. In: *handbook of aviation human factors*, pp. 355–388.
8. **Tikhiy, I.I., Kashkovsky, V.V. and Poluektov, S.P.** (2009). *Estimation of quality of piloting in the mode flight on glide path*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 138, pp. 191–197. (in Russian)
9. **Evdokimenkov, V.N., Kim, R.V. and Jakimenko, V.A.** (2016). *Technical and biological parts of ergatic system "pilot-aircraft" accommodation using artificial neural network approach*. Trudy MAI, no. 89. 21 p. Available at: http://trudymai.ru/upload/iblock/ea/evdokimenkov_kim_yakimenko_rus.pdf?lang=ru&issue=89 (accessed: 21.02.2021). (in Russian)
10. **Gladkov, B.M.** (1991). *Avtomatizirovannaya otsenka natrenirovannosti letchikov s ispolzovaniyem pokazateley upravlyayushchikh vozdeystviy* [Automated training evaluation of pilots using control actions indicators]. Nauchno-metodicheskiye materialy po problemam obespecheniya bezopasnosti poletov. Irkutskoye VVAIU, pp. 73–79. (in Russian)
11. **Rudnyy, N.M., Kopanev, V.I., Chernyakov, I.N. and others.** (1986). *Aviatsionnaya meditsina* [Aviation medicine], in Rudnyy N.M. (Ed.). Moscow: Meditsina, 577 p. (in Russian)
12. **Frolov, N.I.** (1978). *Puti izucheniya rabotosposobnosti letchika v polete* [Ways to study the pilot flight performance]. Kosmicheskaya biologiya i aviakosmicheskaya meditsina, vol. 12, no. 1, pp. 3–11. (in Russian)
13. **Poluehktov, S.P., Kashkovskij, V.V., Tikhiy, I.I. and Lapin, I.P.** (2011). *Method of assessing quality of piloting aeroplane by pilot during landing phase based on data from standard on-board recording device*. Patent RU, no. 2 436 164 C1, December 10, 2011. (in Russian)
14. **Fikhtengolts, G.M.** (2020). *Kurs differentsialnogo i integralnogo ischisleniya: uchebnik dlya vuzov. V 3 tomakh. Tom 3* [Differential and integral calculus course: Textbook for Universities]. 11th ed., ster. Moscow: Lan, 656 p. (in Russian)
15. **Ied, K., Maslennikova, G.E. and Tyumentsev, Ju.V.** (2020). *Computing safe parameters of maneuver commencing of aerobatics aircraft using artificial neural network*. Aerospace MAI Journal, vol. 27, no. 2, pp. 169–184. DOI: 10.34759/vst-2020-2-169-184 (in Russian)
16. **Vorobyev, V.V., Beliatskaya, A.P. and Supolka, A.A.** (2020). *Methodic aspects of aircraft glide slope correction for prevention of cfit category accidents during pre-landing descent*. Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 4, pp. 33–44. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-33-44 (in Russian)
17. **Haykin, S.** (1999). *Neural networks: a comprehensive foundation*. 2nd ed. Hamilton, Ontario, Canada: Prentice Hall, 842 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Anton D. Barabash, Post-Graduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, user-adm@mail.ru.

Sergey F. Borodkin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aerodynamics, Design and Aircraft Strength Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.borodkin@mstuca.aero.

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

Yuriy V. Petrov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, doctor561@rambler.ru.

МЕТОДИКА ПОВЫШЕНИЯ УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ ПИЛОТА

А.Д. Барабаш¹, С.Ф. Бородкин¹, М.А. Киселев¹, Ю.В. Петров¹

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

Несмотря на регулярно предпринимаемые усилия со стороны национальных регуляторов, Международной организации гражданской авиации и Международной ассоциации воздушного транспорта (ИКАО и ИАТА), разработчиков авиационной техники, подавляющее большинство авиационных происшествий и инцидентов продолжает происходить по причине человеческого фактора. Так, с течением времени конструкция и надежность воздушных судов (ВС) неуклонно и существенно улучшается, но, тем не менее, авиационные происшествия происходят все чаще и чаще, в том числе и на исправных ВС. Ярким тому подтверждением служит факт того, что столкновение с землей в управляемом полете (CFIT) остается одной из самых распространенных причин авиационных происшествий. Это обусловлено целым рядом проблем, требующих поиска комплексных, взаимоувязанных решений. Среди указанных проблем следует выделить все возрастающую сложность ВС как технической системы, а также практически неизменные вот уже более полувека подходы к подготовке пилотов на тип и к поддержанию их квалификации, основанные на заранее определенных сценариях, формируемых исходя из предшествующего опыта эксплуатации ВС. Одним из возможных путей выхода из создавшейся ситуации может быть внедрение так называемой концепции подготовки персонала на основе анализа фактических данных (ЕВТ), в основе которой лежит не стремление заучить определенный перечень упражнений, а развить у каждого конкретного пилота компетенции, которые обеспечили бы ему возможности справиться с любой непредсказуемой ситуацией. Ключевая особенность ЕВТ заключается в переориентации на анализ первопричин неуспешно выполненных маневров (действий пилота), в первую очередь для того, чтобы откорректировать несоответствующие действия, вместо того, чтобы просто отработать повторно «правильную последовательность действий». В этой связи особую значимость приобретают инструменты, обеспечивающие непрерывный анализ действий пилота на предмет выявления ошибок для своевременной корректировки (формирования) профессиональных компетенций пилота. В статье описывается содержание методики, конечной целью которой является выработка основанных на сравнительной оценке качества пилотирования конкретного пилота рекомендаций по совершенствованию профессиональных компетенций пилота, базирующаяся на обобщенной и персонализированных моделях пилота, а также решению обратной задачи динамики полета.

Ключевые слова: безопасность полетов, человеческий фактор, подготовка персонала, анализ фактических данных, динамика полета, модель пилота.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kelly D., Efthymiou M. An analysis of human factors in fifty controlled flight into terrain aviation accidents from 2007 to 2017 // Journal of Safety Research. 2019. Vol. 69. Pp. 155–165. DOI: 10.1016/j.jsr.2019.03.009
2. Крикунов К.Н. Проблемы системы подготовки пилотов гражданской авиации // Вестник ЮУрГУ. Серия: Образование. Педагогические науки. 2013. Т. 5, № 2. С. 79–87.
3. Большедворская Л.Г., Мирошниченко А.А. Экономические и методологические аспекты тренажерной подготовки летного состава // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 143. С. 55–62.
4. Крикунов К.Н. К вопросу о проблемах подготовки пилотов гражданской авиации // Вестник ЮУрГУ. Серия: Образование. Педагогические науки. 2013. Т. 5, № 1. С. 147–150.
5. Карпова Л.И., Никитин Д.А. Подготовка специалистов гражданской авиации – гарантия безопасности воздушных перевозок // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 166. С. 102–106.
6. Петрунин С.В., Большедворская Л.Г. Организация процесса подготовки летного состава авиакомпании в зависимости от сложности программы // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 167. С. 21–26.
7. Moroney W.F., Moreney, B.W. Flight simulation. In: Handbook of aviation human factors, 1999. Pp. 355–388.

8. Тихий И.И., Кашковский В.В., Полуэктов С.П. Оценка качества пилотирования в режиме полета по глиссаде // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 138. С. 191–197.
9. Евдокименков В.Н., Ким Р.В., Якименко В.А. Согласование технического и биологического сегментов эргатической системы «самолет-летчик» с использованием нейросетевого подхода [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2016. № 89. 21 с. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/eaa/evdokimenkov_kim_yakimenko_rus.pdf?lang=ru&issue=89 (дата обращения: 21.02.2021).
10. Гладков Б.М. Автоматизированная оценка натренированности летчиков с использованием показателей управляющих воздействий // Научно-методические материалы по проблемам обеспечения безопасности полетов. Иркутское ВВАИУ. 1991. С. 73–79.
11. Рудный Н.М., Копанев В.И., Черняков И.Н. и др. Авиационная медицина / Под ред. Н.М. Рудного. М.: Медицина, 1986. 577 с.
12. Фролов Н.И. Пути изучения работоспособности летчика в полете // Космическая биология и авиакосмическая медицина. 1978. Т. 12, № 1. С. 3–11.
13. Полуэктов С.П. Способ оценивания качества пилотирования самолета летчиком на этапе посадки по данным штатного бортового устройства регистрации / С.П. Полуэктов, В.В. Кашковский, И.И. Тихий, И.П. Лапин. Патент RU № 2 436 164 С1, 10.12.2011.
14. Фихтенгольц Г.М. Курс дифференциального и интегрального исчисления: учебник для вузов. 11-е изд., стер. В 3-х т. Т. 3. М.: Лань, 2020. 656 с.
15. Иед К., Масленникова Г.Е., Тюменцев Ю.В. Расчет безопасных параметров начала маневра спортивных самолетов с использованием искусственной нейронной сети // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 2. С. 169–184. DOI: 10.34759/vst-2020-2-169-184
16. Воробьев В.В., Беляцкая А.П., Суполка А.А. Методика устранения отклонений воздушного судна при предпосадочном снижении для предотвращения происшествий категории CFIT // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 33–44. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-33-44
17. Haykin S. Neural networks a comprehensive foundation. 2nd ed. Hamilton, Ontario, Canada: Prentice Hall, 1999. 842 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Барабаш Антон Дмитриевич, аспирант МГТУ ГА, user-adm@mail.ru.

Бородкин Сергей Филиппович, кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкций и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, s.borodkin@mstuca.aero.

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

Петров Юрий Владимирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, doctor561@rambler.ru.

Поступила в редакцию 01.04.2021
Принята в печать 20.05.2021

Received 01.04.2021
Accepted for publication 20.05.2021

УДК 351.814.2

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-21-30

МЕТОД СОБЫТИЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТА НА ПРИМЕРЕ КОРРЕКТИРУЕМОЙ РЕАКЦИОННОЙ МОДЕЛИ

Б.И. БАЧКАЛО¹, С.Д. БАЙНЕТОВ², С.Г. БОЛБАТ²

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

² Служба безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации,
г. Москва, Россия

В статье проведен краткий анализ проблем существующей системы управления безопасностью полета в государственной авиации Российской Федерации, основанных на отсутствии устойчивой положительной динамики снижения аварийности. Приведены краткие выводы из анализа предлагаемых в настоящее время научных подходов для снижения аварийности. Рассмотрены наиболее значимые практические результаты в области построения системы управления безопасностью конкретного полета. Предложен новый подход к реализации бортовых систем управления безопасностью полета на основе событийного управления. Метод событийного управления безопасностью конкретного полета позволяет в режиме реального времени исключить проявление известных опасных факторов. Для его реализации все процессы применительно к известным опасным факторам описываются в виде событий и формируются в полные группы событий. Контроль возникновения событий полных групп, их анализ и управление событиями осуществляется моделями событийного управления, отработанными для каждого опасного фактора. При достижении определенного количества событий в одной или нескольких полных группах событий алгоритм защиты авиационной системы, не допуская возникновения оставшихся одного или нескольких событий полной группы, предотвращает ошибочные действия экипажа, чем не допускает возникновения авиационных инцидентов и серьезных авиационных инцидентов. В статье в качестве примера реализации метода рассмотрен принцип формирования автоматизированной корректируемой реакционной модели контура событийного управления для опасного фактора «Нарушение установленных минимальных безопасных параметров полетного порядка воздушных судов» применительно к произвольному маневренному самолету. Система, зарегистрировав события, определяющие групповой полет, включается в анализ динамических элементарных событий, определяющих положение самолета ведомого относительно самолета ведущего внутри контура событийного управления по дальности, углу визирования и превышению (принижению). При подходе параметров одного из динамических событий к границе контура событийного управления система рекомендательным или управляющим воздействием пресекает выход параметров за пределы контура, чем препятствует возникновению ошибочных действий экипажа.

Ключевые слова: безопасность полетов, безопасность полета, управление безопасностью полета, метод событийного управления безопасностью полета, корректируемая реакционная модель.

ВВЕДЕНИЕ

Начиная с 70-х годов прошлого столетия в Вооруженных Силах сначала в СССР, а позже Российской Федерации в процессе активного развития теоретических изысканий советской научной школы происходит формирование и становление системы, позволяющей бороться с авиационной аварийностью. До 70-х годов происходило более 100 авиационных происшествий (АП) в год, утрачивались дорогостоящие воздушные суда (ВС), гибли экипажи и пассажиры [1].

Теоретической основой построения системы профилактики аварийности послужили научные изыскания [2–8] в области безопасности полетов (БзПов), рассматривающие процессы, протекающие в авиационной системе (АС), как имеющие стохастический характер. При движении в рамках данной научной парадигмы были достигнуты существенные положительные результаты, которые к началу 2000-х годов снизили и далее стабилизировали аварийность на уровне порядка 10 АП в год.

Отсутствие продолжающейся устойчивой положительной динамики по снижению уровня аварийности позволяло сделать вывод, что используемые ранее методы научных знаний на сегодняшний день себя практически исчерпали. Дальнейшее развитие теоретических основ си-

стемы управления БзПов видится в переходе от парадигмы случайности авиационных событий к парадигме их неопределенности, которая устраняется за счет получения необходимой достоверной информации.

По существу, предлагается информационный подход к проблеме управления безопасностью полета (БзПа). Очевидно, что практической реализацией такого подхода будет создание бортовых систем управления БзПа и наземных систем управления обеспечением БзПов.

Совершенствование наземных систем управления обеспечением БзПов требует разработки методов, позволяющих минимизировать влияние человеческого фактора на процессы контроля и получения необходимой информации.

Остановимся более подробно на системах управления БзПа.

По мере развития авиации развитие систем управления БзПа носило локальный характер. Примерами таких локальных систем, косвенно являющихся системами БзПа, могут служить противопожарные, противопомпажные системы, системы предупреждения превышения установленных перегрузки и угла атаки, систем предупреждения столкновения с земной поверхностью и столкновения ВС в воздухе и т. д. Стало очевидно, что вектор развития бортовых систем необходимо смещать к комплексной системе управления БзПа.

Научные задачи по разработке комплексных бортовых систем БзПа ставились и решались многими авторами [9–12], в том числе в [12] была проведена глубокая теоретическая проработка данного вопроса, однако до настоящего времени практические результаты невелики.

Наилучшие практические результаты на текущий момент достигнуты в ЛИИ им. М.М. Громова разработкой комплексного стенда полунатурного моделирования для исследований и отработки архитектуры системы управления БзПа летательных аппаратов [13]. С помощью стенда отрабатываются основы информационно-аналитической системы управления БзПа самолета Як-130. На основе проведенных научных изысканий проблема безопасности полета решается экипажем ВС при участии группы руководства полетами (ГРП), решения которой поддерживаются экспертной системой анализа состояния аппаратуры на борту ВС по информации, поступающей с борта непосредственно в ГРП по каналу связи. Предложенное решение для ВС, выполняющих полеты в зоне доступа канала связи, несомненно, актуально, однако для ВС, выполняющих задачи в зоне ведения боевых действий, при условии воздействия систем радиоэлектронной борьбы противоборствующими сторонами, автономное решение задач БзПа видится более целесообразным. Другой особенностью проводимого в ЛИИ им. М.М. Громова исследования, является актуальность разрабатываемой системы для самолетов четвертого плюс-плюс и моложе поколений, то есть для ВС, имеющих на своем борту современные электронно-вычислительные мощности.

Очевидно, что не все государственные ВС являются ВС четвертого плюс-плюс и пятого поколений. Возникает противоречие, разрешение которого представляет собой объективную научную задачу, сущность которой заключается в необходимости разработки универсальной системы, способной к интеграции на всех типах ВС.

В поиске новых путей решения проблем развития системы управления БзПа были сформулированы теоретические и практические постулаты применения автоматизированных систем контроля эксплуатации авиационных систем и теория управления БзПа [1, 14], математически обоснованы выводы о переходе от парадигмы случайности к парадигме неопределенности в области процессов, протекающих в АС [15], а также сформулированы принципы построения бортовой информационной системы БзПа – «интеллектуального агента» (БИС) [16].

Созданная теоретическая основа позволяет подойти к реализации нового, системного подхода к обеспечению БзПа и выдвинуть научную гипотезу о том, что все процессы, и в том числе опасные факторы (ОФ), возникающие в АС, имея не случайный, а неопределенный характер, могут быть описаны в виде элементарных событий, структурированы в единой базе данных, проанализированы в режиме реального времени с применением БИС, а главное, что

они доступны к управлению. При рассмотрении процессов АС в виде событий существенно снижается требовательность БИС к аппаратным ресурсам, что позволяет организовать ее функционирование на основе штатных вычислителей и штатных датчиков большинства ВС, эксплуатируемых в госавиации. Функционирование БИС предлагается организовать на основе метода событийного управления БзПа.

В основе метода событийного управления БзПа находится недопущение известных в настоящее время и учтенных в ПРАПИ¹ как авиационные инциденты (АИ) ОФ регистрацией элементарных событий полных групп событий, разработанных для каждого ОФ. Сформировавшись, ряд событий полной группы активирует БИС на недопущение формирования оставшегося одного или нескольких событий группы, чем не позволяет возникнуть ошибочным действиям экипажа и развиться АИ. Полные группы элементарных событий для каждого ОФ фактически являются границами контура событийного управления.

МЕТОД СОБЫТИЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТА

Непосредственно метод событийного управления БзПа предполагает строгую последовательность операций для каждого типа ВС.

Эксплуатируемые в госавиации ВС различны по назначению, летно-техническим характеристикам, вооружению, порядку их эксплуатации наземным и летным экипажем и подобному, что предполагает индивидуальность в частностях построения моделей системы при событийном управлении БзПа.

На первом этапе для каждого типа ВС, эксплуатируемого в государственной авиации Российской Федерации, проводится формирование каталога ОФ. С этой целью ОФ, определенные в ПРАПИ как АИ и САИ, группируются в общие формализованные логистические группы ОФ с последующим исключением повторяющихся элементов и элементов, которые являются следствием.

На втором этапе для каждого типа ВС, на основании каталогов ОФ и эксплуатационной документации, отрабатываются полные группы элементарных событий. Для формирования полных групп элементарных событий каталога ОФ необходимо для каждого ОФ выделить все элементарные события, имеющие с ним непосредственную взаимосвязь. То есть для каждого типа ВС и каждого ОФ их каталога должен быть разработан свой уникальный набор элементарных событий, взаимосвязанных с главным событием ОФ.

Необходимо отметить, что элементарные события полных групп могут быть как статическими, так и динамическими.

Под статическими событиями полных групп следует понимать такие события, которые за единицу времени изменяются один раз. То есть статическое событие может принимать два возможных значения – «да» или «нет», «1» или «0».

Под динамическими событиями следует понимать такие события, которые переменны во времени. То есть динамические события являются составными объектами, состоящими из множества количественных оценок параметров, описывающих события.

На третьем этапе с использованием полных групп элементарных событий для каждого ОФ каталога отрабатывается своя модель контура событийного управления.

Каждая модель контура событийного управления разрабатывается как самодостаточная для локализации конкретного единичного ОФ, при этом модели активно взаимодействуют между собой. Взаимодействие моделей внутри метода происходит посредством наличия во многих моделях идентичных элементарных событий, участвующих в их работе.

¹ ПРАПИ-2000. Правила расследования авиационных происшествий и авиационных инцидентов с государственными воздушными судами в Российской Федерации, утв. Постановлением Правительства Российской Федерации 2 декабря 1999 г. № 1329 с изменениями и дополнениями.

Модели контуров событийного управления могут быть автоматические корректируемые и некорректируемые, реакционные и безреакционные.

Под автоматически корректируемыми моделями следует понимать такие модели, которые в зависимости от введенных при подготовке к полету или произошедших в полете элементарных событий, автоматически подстраиваются под изменения. То есть для формирования идеальных условий при подготовке к вылету в систему вносится ряд данных об условиях полета, полетном задании и прочем, соответственно, в зависимости от введенных данных модели контуров событийного управления применительно к каждому новому полету будут функционировать по-разному. В полете в процессе работы моделей контуров событийного управления элементарные события будут возникать и исчезать, под их изменение подстраивается и модель, «отсекая» неактивные элементарные события и контролируя активные. Например, при изменении стреловидности крыла или выпуске механизации крыла активные модели будут корректироваться под текущие обстоятельства.

Модели, не имеющие автоматической коррекции по вышеперечисленным условиям, будем называть некорректируемыми моделями.

Под реакционными моделями будем понимать модели, способные управляющим воздействием предотвратить выход событий за пределы контура событийного управления. Например, при больших скоростях сближения ВС в воздухе времени реакции экипажей для предотвращения столкновения уже недостаточно. Для подобных ситуаций в реакционных моделях для критических значений параметров, описывающих динамические элементарные события, предусмотрено не рекомендательное воздействие на экипаж ВС, а управляющее воздействие на систему ВС.

Структурная схема метода событийного управления БзПа представлена на рис. 1.

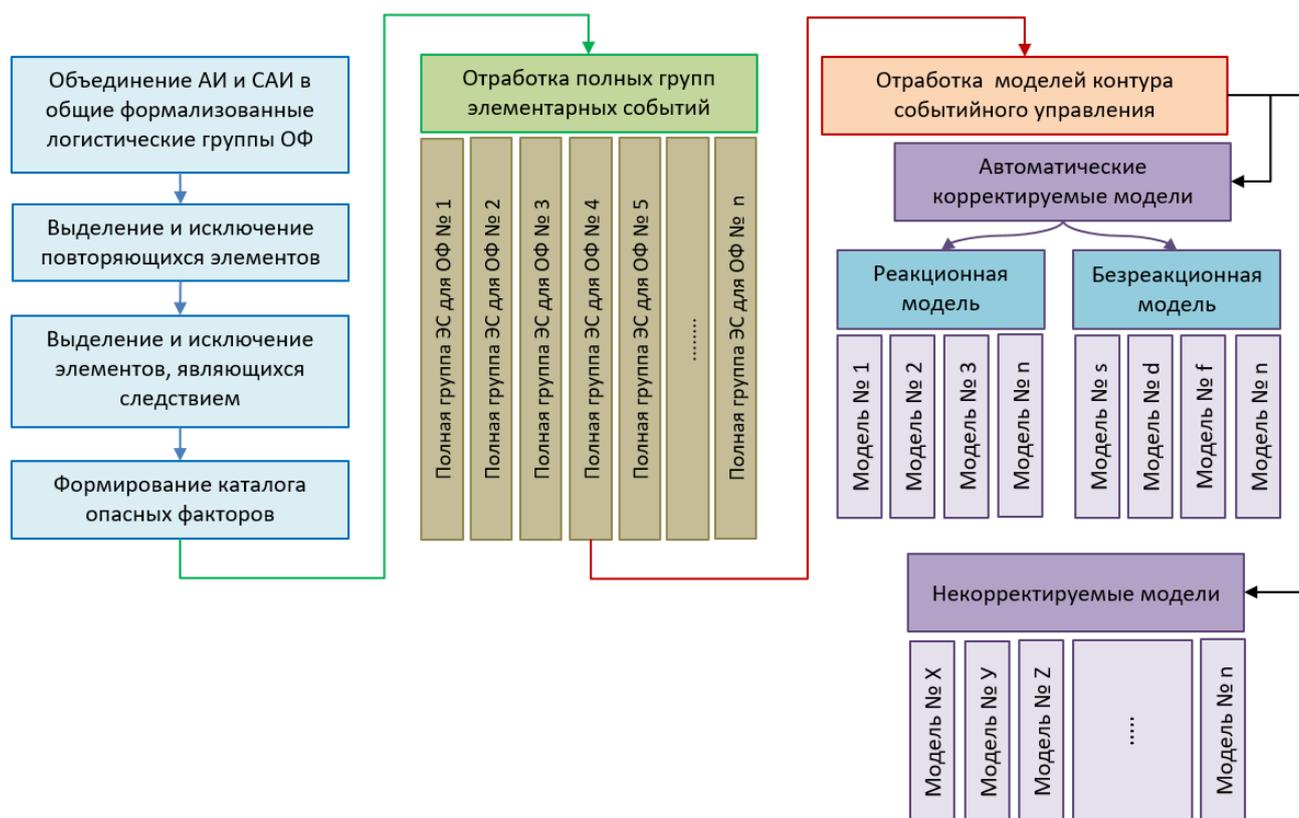


Рис. 1. Структурная схема метода событийного управления БзПа
Fig. 1. Block diagram of the flight safety event management method

С алгоритмической точки зрения система проводит сравнение зарегистрированных на текущий момент времени элементарных событий с событиями полных групп. Элементы системы переходят в активное состояние при достижении определенного количества событий в одной или нескольких полных группах событий и реализуют алгоритм защиты АС от формирования оставшихся событий в активных группах.

КОРРЕКТИРУЕМАЯ РЕАКЦИОННАЯ МОДЕЛЬ

Рассмотрим в качестве примера автоматизированную корректируемую реакционную модель контура событийного управления для ОФ «Нарушение установленных минимальных безопасных параметров полетного порядка воздушных судов» для произвольного маневренного самолета.

Очевидно, что в групповом полете задачу выдерживания параметров боевого порядка реализует экипаж ведомого самолета, что при формировании модели контура событийного управления точка отсчета в единой системе координат определяется самолетом ведомого.

Параметрами динамических элементарных событий корректируемой реакционной модели при полете парой являются одноименные величины физических параметров дальность (Д), угол визирования (УВ), превышение или принижение самолета ведомого относительно самолета ведущего (ΔH).

Полная группа элементарных событий для данной модели имеет следующий вид.

1. Классная квалификация командира экипажа (*введена на этапе подготовки к полету*).
2. Задание на полет (полет парой/группой) (*введено на этапе подготовки к полету*).
3. Сбор пары.
4. Соответствие условия по Д.
5. Соответствие условия по УВ.
6. Соответствие условия по $\Delta H \uparrow$.
7. Соответствие условия по $\Delta H \downarrow$.
8. Относительная высота полета H_{r1} .
9. Относительная высота полета H_{r2} .
10. Роспуск пары.

Элементарные события 3–7, 10 данной группы являются динамическими, события 1, 2, 8, 9 – статическими.

БИС организует мониторинг в режиме реального времени на соответствие параметров динамических событий заданным условиям, и при подходе любого из событий к границе контура событийного управления система в зависимости от уровня подготовки летчика и скорости нарастания ситуации рекомендательным или управляющим воздействием уводит параметры от границы.

Таким образом, границами контура событийного управления будут являться выдерживания следующих параметров событий относительно самолета ведущего:

$$\begin{aligned} D &= D_{\min} - D_{\max}; \\ УВ &= УВ_{\min} - УВ_{\max}; \\ \Delta H \uparrow &= 0 \text{ м} - \Delta H \uparrow_{\max}; \\ \Delta H \downarrow &= 0 \text{ м} - \Delta H \downarrow_{\min}. \end{aligned}$$

Логическая схема ветвления событий в контуре управления будет иметь вид, представленный на рис. 2.

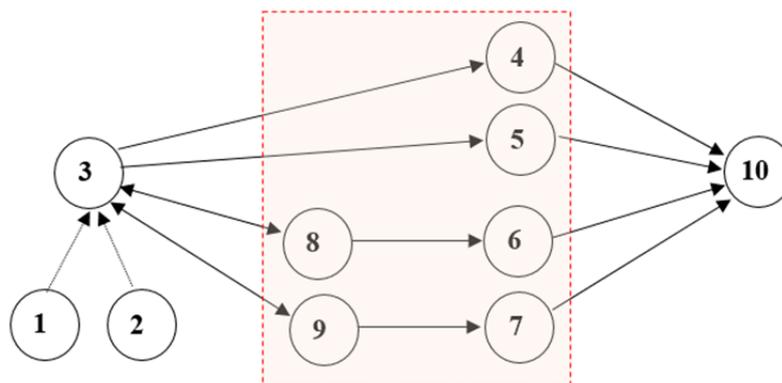


Рис. 2. Логическая схема ветвления событий в контуре управления
Fig. 2. Logical scheme of branching events in the control contour

На рис. 3 представлено графическое отображение границ контура событийного управления при «принижении» самолета ведомого.

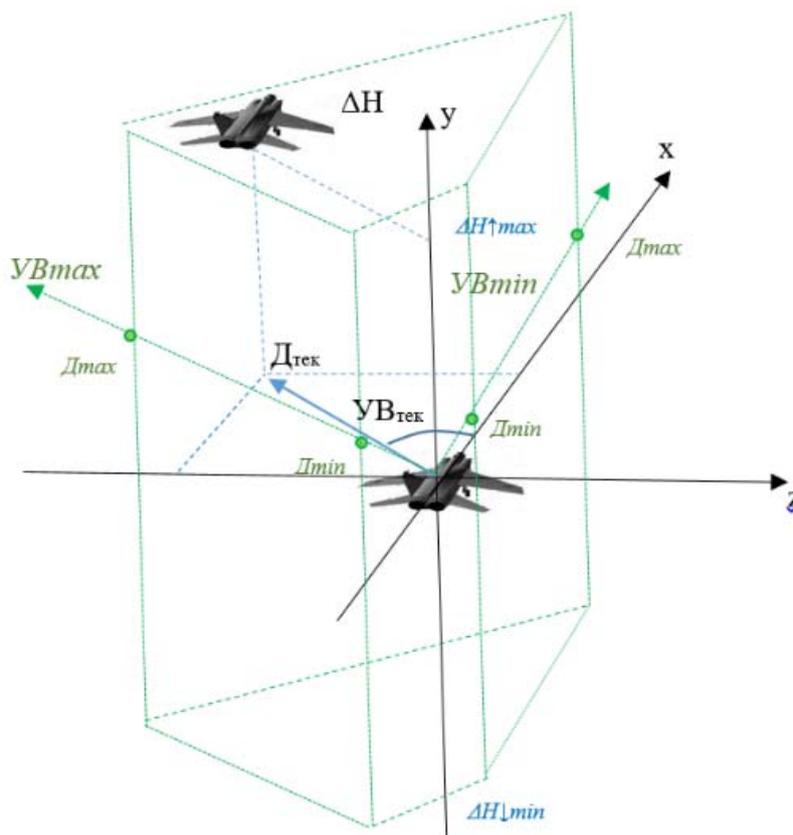


Рис. 3. Графическое отображение границ контура событийного управления
Fig. 3. Graphical representation of the boundaries of the event control contour

Из рисунка видно, что область призмы с вершиной вдоль оси Y и ограниченной минимальным и максимальным углами UB и минимальной и максимальной дальностями D по UB , а по оси Y величинами превышения $\Delta H \uparrow$ и понижения $\Delta H \downarrow$, будет являться границей контура событийного управления.

При подготовке к полету в систему вводится уровень подготовки летчика и задание на полет. При запланированном полете парой системой формируется событие 9 «Задание на полет».

предполагает полет парой/группой», и система ожидает сбор пары. С точки зрения логики системы полет группы – это полет пар для определенных выше систем координат. При сближении ВС на величины параметров событий по Д и УВ, близкие к максимальным, системой проводится оценка относительной высоты полета самолета ведомого, после которого формируются события «Сбор пары» и «Соответствие условия по ΔH_{r1} или ΔH_{r2} ». Далее БИС осуществляет мониторинг физических величин динамических элементарных событий относительно установленных граничных параметров, и при приближении любого из событий к границе контура событийного управления система рекомендательно или управляющим воздействием удерживает параметры в зоне допустимых отклонений, а при невозможности автоматически выполняет роспуск пары.

Реакция БИС корректируется в зависимости от скорости сближения ВС, рассчитываемой по вектору угла визирования, и в зависимости от классной квалификации командира экипажа.

При расхождении ВС на величины параметров событий по Д и УВ более максимальных, системой формируются события «Роспуск пары», событийное управление по данной модели приостанавливается.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, реализация БИС на основе метода событийного управления безопасностью конкретного полета позволит в режиме реального времени исключить проявление известных ОФ применительно непосредственно к полету. При достижении определенного количества событий в одной или нескольких полных группах событий алгоритм защиты АС предотвращает ошибочные действия экипажа, чем не допускает возникновения таких авиационных событий, как АИ и САИ.

Преимуществом реализация БИС на основе метода событийного управления безопасностью конкретного полета является минимальная требовательность системы к аппаратным ресурсам, что позволит организовать ее функционирование на основе штатных вычислителей и штатных датчиков большинства ВС, эксплуатируемых в госавиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бачкало Б.И., Ирмалиев Р.Э. Формирование контура документированной и реальной безопасности полетов в системе информационного обеспечения безопасности полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 94–98.
2. Гипич Г.Н. Риски и безопасность авиационных систем: монография / Г.Н. Гипич, В.Г. Евдокимов, Е.А. Куклев, В.С. Шапкин. М.: ГосНИИ ГА, 2013. 232 с.
3. Жмеренецкий В.Ф. Научно-методические основы построения и функционирования бортовых КСБП // Проблемы безопасности полетов. 1998. № 6. С. 25–32.
4. Безопасность полетов: монография / Под ред. Ю.К. Кузина. Монино: ВВА, 2004. 271 с.
5. Жулев В.А., Иванов В.С. Безопасность полетов летательных аппаратов: теория и анализ. М.: Транспорт, 1986. 224 с.
6. Shaw R.R. Airline safety 1950–2000 // Aircraft. January 1985. Pp. 32–34.
7. Shappell S.A., Wiegmann D.A. The human factors analysis and classification system (HFACS) // FSF Flight Safety Digest. 2001. Vol. 20, no. 2. Pp. 15–28.
8. Стадник С.В. Управления рисками в области обеспечения безопасности полетов // Вестник Московского университета МВД России. 2012. № 10. С. 245–247.
9. Ирмалиев Р.Э. Информационная модель безопасного полета воздушного судна // Вестник Поволжского государственного технологического университета. Серия «Радиотехнические и инфокоммуникационные системы». Йошкар-Ола: ПГТУ. 2015. № 2 (26). С. 41–49.

10. Федосов Е.А. Перспективный облик и технологии разработки комплексов бортового оборудования воздушных судов / Е.А. Федосов, Г.А. Чуянов, В.В. Косьянчук, Н.И. Сельвесюк // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 8. С. 41–52.

11. Ирмалиев Р.Э. Перспективы развития системы безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации // Военная мысль. 2015. № 8. С. 15–24.

12. Жмеренецкий В.Ф., Полулях К.Д., Акбашев О.Ф. Активное обеспечение безопасности полета летательного аппарата. Методология, модели, алгоритмы. М.: ЛЕНАНД, 2014. 320 с.

13. Харин Е.Г. Стендовая отработка архитектуры системы управления безопасностью полетов летательных аппаратов / Е.Г. Харин, И.А. Копылов, А.Ф. Якушев, А.А. Сахаров, А.В. Ясенюк, К.С. Минченкова, А.М. Краснопирка // Актуальные проблемы безопасности полетов: материалы научно-практической конференции. Москва, 25 апреля 2018 г. Министерство обороны РФ. М., 2018. С. 41–45.

14. Бачкало Б.И., Ирмалиев Р.Э. О новом подходе к созданию системы управления безопасностью полетов в государственной авиации Российской Федерации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 218. С. 39–41.

15. Горшков П.С., Бачкало Б.И. Ресурсно-ограничительный метод исследования сложных информационных систем // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». 2008. Т. 1. С. 274–277.

16. Ирмалиев Р.Э. Некоторые возможности реализации элементов искусственного интеллекта в бортовой информационно-управляющей системе безопасности полета воздушного судна // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского: сборник докладов XII Всероссийской научно-технической конференции. Москва, 16–17 апреля 2015 г. М., 2015. С. 259–300.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бачкало Борис Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры боевой подготовки Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», bachkalo@list.ru.

Байнетов Сергей Дмитриевич, кандидат военных наук, руководитель Департамента (начальник Службы безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации), sbrp@yandex.ru.

Болбат Сергей Георгиевич, начальник группы Службы безопасности полетов авиации Вооруженных Сил Российской Федерации, bolbat-s@yandex.ru.

FLIGHT SAFETY EVENT MANAGEMENT METHOD AS ILLUSTRATED BY A GUIDED REACTIVITY MODEL

Boris I. Bachkalo¹, Sergey D. Baynetov², Sergey G. Bolbat²

¹*Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", Voronezh, Russia*

²*Aviation Flight Safety Service of the Armed Forces, Moscow, Russia*

ABSTRACT

The article provides a brief analysis of the problems of the existing flight safety management system in the state aviation of the Russian Federation, based on the lack of stable positive dynamics of accidents reduction. Brief conclusions from the analysis of the currently proposed scientific approaches for accidents reduction are given. The most significant practical results in the field of

building a safety management system for a particular flight are considered. A new approach to the implementation of on-board flight safety management systems based on event management is proposed. The method of event-based safety management of a particular flight allows us to exclude the real time manifestation of known dangerous factors. To implement it, all processes related to known hazards are described in the form of events and assembled into complete groups of events. Control of the occurrence of the complete groups of events, their analysis and event management are carried out by event management models developed for each dangerous factor. When a certain number of events in one or several complete groups of events is reached, the aviation system protection algorithm, by preventing the occurrence of the remaining one or several events of the complete group, prevents erroneous actions of the crew, which prevents the occurrence of aviation incidents and accidents. As an example of the method implementation, the principle of forming an automated guided reactivity model of the event control contour for the dangerous factor "Violation of the Established Minimum Safe Parameters of the Aircraft Flight" in relation to an arbitrary maneuverable aircraft is considered in the article. The system, having registered the events that determine the group flight, is included into the analysis of dynamic elementary events determining the position of the wingman relating to the leading aircraft inside the event control contour in terms of range, angle of sight and altitude separation. When the parameters of one of the dynamic events approach the boundary of the event control contour, the system uses a recommendation or control action to set limits to the parameters not to go beyond the contour, which prevents the occurrence of erroneous actions of the crew.

Key words: flight safety, flight safety management, flight safety event management method, guided reactivity model.

REFERENCES

1. **Bachkalo, B.I. and Irmaliev, R.E.** (2015). *The formation of the contour of the documented and real flight safety in the system of the information provision of safety of flights*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 218, pp. 94–98. (in Russian)
2. **Gipich, G.N., Yevdokimov, V.G., Kuklev, Ye.A. and Shapkin, V.S.** (2013). *Riski i bezopasnost aviatsionnykh sistem: Monografiya* [Risks and safety of aviation systems: monograph]. Moscow: GosNII GA, 232 p. (in Russian)
3. **Zhmerenetskiy, V.F.** (1998). *Nauchno-metodicheskiye osnovy postroyeniya i funktsionirovaniya bortovykh KSBP* [Scientific and methodological foundations for the construction and operation of airborne safety systems]. Problemy bezopasnosti poletov, no. 6, pp. 25–32. (in Russian)
4. **Kuzin, Y.K. (Ed.)**. (2004). *Bezopasnost poletov: Monografiya* [Flight safety: Monograph]. Monino: VVA, 271 p. (in Russian)
5. **Zhulev, V.A. and Ivanov, V.S.** (1986). *Bezopasnost poletov letatelnykh apparatov: teoriya i analiz* [Flight safety: theory and analysis]. Moscow: Transport, 224 p. (in Russian)
6. **Shaw, R.R.** (1985). *Airline safety 1950–2000*. Aircraft, January, pp. 32–34.
7. **Shappell, S.A. and Wiegmann, D.A.** (2001). *The human factors analysis and classification system (HFACS)*. FSF Flight Safety Digest, vol. 20, no. 2, pp. 15–28.
8. **Stadnik, S.V.** (2012). *Innovative technologies in the field of risk management safety*. Vestnik Moskovskogo universiteta MVD Rossii, no. 10, pp. 245–247. (in Russian)
9. **Irmaliyev, R.E.** (2015). *Information model of the safe flight of aircraft*. Vestnik of Volga State University of Technology. Series "Radio Engineering and Infocommunication Systems". Yoshkar-Ola: VSUOT, no. 2 (26), pp. 41–49. (in Russian)
10. **Fedosov, E.A., Chuyanov, G.A., Kosyanchuk, V.V. and Selvesyuk, N.I.** (2013). *Future image of technology and the development of the aircraft onboard equipment*. Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight"), no. 8. pp. 41–52. (in Russian)
11. **Irmaliyev, R.E.** (2015). *Prospects for development of aviation safety in the armed forces of the Russian Federation*. Military Thought, no. 8, pp. 15–24. (in Russian)
12. **Zhmerenetskiy, V.F., Polulyakh, K.D. and Akbashev, O.F.** (2014). *Active safety flight of the aircraft. Methodology, models, and algorithms*. Moscow: LENAND, 320 p. (in Russian)
13. **Kharin, E.G., Kopilov, I.A., Yakushev, A.F., Sakharov, A.A., Yasinok, A.V. and Krasnopirka, A.M.** (2018). *Stendovaya otrabotka arkhitektury upravleniya bezopasnosti poletov letatelnykh apparatov* [Set testing of the aircraft flight safety management system architecture]. Aktualnyye problemy bezopasnosti poletov: materialy nauchno-prakticheskoy konferentsii [Proceeding of the

Science and Technology Conference "Current Problems of Flight Safety"]. Moscow, pp. 41–45. (in Russian)

14. Bachkalo, B.I. and Irmaliev, R.E. (2015). *A new approach to the problem of creating the system of flight safety management in state aviation of the Russian Federation*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 218, pp. 39–41. (in Russian)

15. Gorshkov, P.S. and Bachkalo, B.I. (2008). *Resursno-ogranichitelnyy metod issledovaniya slozhnykh informatsionnykh system* [Resource-restrictive research method of complex information systems]. Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost i kachestvo", vol. 1, pp. 274–277. (in Russian)

16. Irmaliev, R.E. (2015). *Nekotoryye vozmozhnosti realizatsii elementov iskusstvennogo intellekta v bortovoy informatsionno-upravlyayushchey sisteme bezopasnosti poleta vozdushnogo sudna* [Some implementing possibilities of artificial intelligence elements in the on-board information and control system of aircraft flight safety]. Nauchnyye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.Ye. Zhukovskogo: sbornik dokladov XII Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii [Scientific aviation readings dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky: Proceedings of the All-Russia XII Technical Scientific Conference], pp. 259–300. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Boris I. Bachkalo, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Combat Training Chair of the Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", bachkalo@list.ru.

Sergey D. Baynetov, Candidate of Military Sciences, Director of Aviation Flight Safety Service of the Armed Forces of the Russian Federation, sbp@yandex.ru.

Sergey G. Bolbat, Head of the Group of Aviation Flight Safety Service of the Armed Forces of the Russian Federation, bolbat-s@yandex.ru.

Поступила в редакцию 29.03.2021
Принята в печать 20.05.2021

Received 29.03.2021
Accepted for publication 20.05.2021

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-31-41

OPERATIONAL CONTROL SYSTEM OF CIVIL AIRCRAFT AIRBORNE EQUIPMENT AND SCIENTIFIC BASIS OF ITS FORMATION

S.V. KUZNETSOV¹

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

The system of operational control (SOC) of civil aircraft (CA) airborne equipment incorporates onboard equipment, as an object of control, means and programs of operational control, maintenance personnel of an operating enterprise, carrying out procedures using control means and organizing processes of operational control for the specified objects using control programs. Quality of A/C onboard equipment SOC becomes obvious in the process of operational control. Operational control is a set of processes for determining the technical condition (TC) of objects of control (OC) at the various operational stages: in flight, during operational maintenance (pre-flight and post-flight control), and periodic maintenance, after dismantling equipment from board. The process of determining OC TC of includes control, diagnostics, forecasting and recovery. The process of operational control is characterized by reliability of control – the property of TC control, which determines the extent of display objectivity as a result of monitoring the actual OC TC. Based on the SOC analysis as an object of research, the analysis of the problem of its forming and updating as well as the developed hierarchy of criteria for the effectiveness of interacting systems, the general problem will be formulated as follows: on a given set of parameters of onboard equipment SOC, let us determine the parameter values so that the system costs in the process of operational control reach minimum while performing all the required tasks and observing all the limitations for own parameters of the system as well as indicators of its technical efficiency.

Key words: operational control system, technical condition, reliability of control, airborne equipment, hierarchy of criteria.

INTRODUCTION

Onboard equipment SOC incorporates airborne equipment such as an object of control (OC), operational control means and programs, maintenance personnel of an operator executing the procedures applying control facilities and organizing the processes of operational control of the stated objects by means of control programs [1–2].

Control facilities are represented as the airborne control devices, ground-onboard and ground-based automated control aids incorporated with fulfilling operational control tasks for objects on board A/C such as: onboard complexes, functional systems, constructive-functional units, or Line Replaceable Units (LRU), constructive-functional modules, electrical and radio elements (ERE) [3–6].

The airborne control devices as a constituent part of onboard equipment are designed to control onboard equipment directly on board A/C and implemented as integrated and self-contained control means. The integrated control facilities or built-in test equipment (BITE) as the OC constituent part, ensure control of onboard equipment functional systems on board A/C. They are represented as integral functional modules of control within LRU, as well as self-contained units of control [7–18].

Self-contained automated onboard means of control provide onboard equipment control on board A/C. Incorporated into airborne equipment as an independent component, they are implemented as functional systems control such as onboard maintenance systems (OMS).

The ground-onboard automated control facilities are intended to record operational capability and failures of equipment on board the A/C using on-ground subsequent decryption of monitored information (a ground part). They are implemented as magnetic or solid-state facilities for recording parameters and systems of automatic data exchange with ground using decryption aids. On sophisticated aircraft integral systems of TC control are installed as constituent components of ground-onboard automated equipment.

On board A/C integral systems of TC control conduct continuous recording and processing the results of onboard equipment control in flight using onboard systems of control. The systems of auto-

matic data exchange with ground execute continuous collection of data about the results of onboard equipment control using both airborne control devices and integral systems of TC control in flight with the subsequent transmission of this information over a radio channel to the ground. The ground part of ground-onboard automated control facilities make provision for data decryption stored on a magnetic or solid-state medium or for information obtaining from a radio signal.

On-ground control facilities are designed to monitor airborne equipment as directly on board A/C as dismantled from board A/C in the ground conditions. They are implemented as checkout and test facilities and ground-based automated equipment. Checkout and test facilities provide computer-aided control of airborne equipment for functional systems, constructive-functional modules in the laboratory conditions and constitute the fixed and portable consoles. Ground-based computer-aided test equipment executes automated control of the airborne equipment for LRU, functional modules in the laboratory conditions and constitutes the fixed unified systems.

The programs of operational control determine the tasks and types, methods and algorithms, volumes and periodicity of airborne equipment operational control specified in the appropriate documentation applicable to A/C and its systems maintenance and repair.

The objectives of airborne equipment operational control at the different stages are monitoring serviceability, operational capabilities, functionality, fault isolation, etc. The basic types of operational control are as follows: in-flight control, ground-based post-flight and pre-flight control, periodic maintenance, control of removed units from board A/C, etc. The variety of operational control methods is defined with the tasks and types: physical and parameter methods, passive and active, tolerance and test, etc. The algorithms of operational control are determined by the following tasks: algorithms of functionality control, operational capabilities, serviceability, fault isolation, etc. Volume and periodicity of operational control are specified with the methods of technical operation and the strategies of maintenance and repair.

In compliance with the programs and using operational control facilities *maintenance personnel* carry out the procedures and organize the processes of OC operational control that is aircraft hardware for the purpose of ensuring their efficient operation and the required flight safety.

Both flight officers of an airline and operator's engineering and technical staff are in charge of operational control. Flight officers perform a pre-flight inspection and monitor airborne control devices in flight. During line maintenance engineering and technical staff carry out post-flight control, fault isolation on board A/C. During periodic maintenance engineering and technical staff test functionality and serviceability on board A/C. Maintenance personnel of a laboratory check workshop test and locate faults in removed units with accuracy within integral functional modules or ERE. Engineering and technical personnel of maintenance operations centers organize the processes, accumulate and generalize operational control experience.

STRUCTURE OF AIRBORNE EQUIPMENT OPERATIONAL CONTROL PROCESS AND RELIABILITY OF CONTROL

Quality of A/C airborne equipment SOC becomes evident in the process of operational control. Operational control is a set of the processes to determine OC TC at the different stages of operation: in flight, during line maintenance (pre-flight and post-flight tests) and periodic maintenance, after equipment dismantling from board. The process to determine OC TC comprises control, diagnostics, forecasting and recovery.

The process of OC TC determines the technical condition type as a variety of affected OC characteristics during operation characterized at a certain point with the criteria established with the technical documentation for this object. Control is divided into control of serviceability, operational capabilities and functioning depending on TC type determined during control.

Diagnostics of OC TC under diagnostics determines its faulty or inoperative condition based on the variety of faulty and inoperative conditions. Depending on the degree of troubleshooting, diagnostics of airborne equipment is distinguished as the diagnosis within the accuracy of the functional system, unit, constructive-functional module or ERE.

Forecasting of OC TC under forecasting determines its condition at a certain point or the time interval during which actual OC TC is maintained.

Recovery of OC TC under recovery determines its condition during the previous time interval.

Operational capabilities control of onboard complexes and functional systems of flight and navigation equipment as well as diagnostics within the accuracy of airborne equipment functional systems are executed during in-flight control. During post-flight and pre-flight control monitoring airborne equipment functional systems, complexes functioning as well as LRU diagnostics are executed. During periodic maintenance control of functional systems and complexes serviceability as well as diagnostics within the accuracy of the airborne equipment unit are executed. Control of onboard equipment dismantled units' serviceability, diagnostics within the accuracy of LRU or ERE, forecasting and recovery of the functional systems and airborne equipment units are executed.

The process of operational control is characterized with *control reliability* – the control characteristic of OC TC determining the degree of display objectivity as a result of control of OC TC actual type. In accordance with the various types of operational control it is reasonable to define the basic characteristic of control.

Reliability of in-flight control is the control characteristic for TC of airborne equipment functional systems and complexes by means of airborne control devices. Reliability of post-flight and pre-flight tests is the control characteristic for TC of airborne equipment functional systems and onboard complexes using onboard and ground control facilities. Reliability of dismantled equipment tests is the control characteristic for LRU TC, dismantled units, constructive-functional modules and ERE of onboard equipment by means of ground control facilities.

Reliability of diagnostics is the characteristic to determine OC TC under diagnosis that allows us to specify the degree of display objectivity as a result of diagnostics of the actual type of OC TC.

Reliability of in-flight diagnostics is the diagnosis characteristic of airborne equipment functional systems and complexes TC by means of airborne control devices.

Reliability of post-flight and pre-flight diagnostics is the diagnosis characteristic of airborne equipment functional systems and complexes TC by means of ground, onboard control facilities.

Reliability of dismantled equipment diagnostics is the diagnosis characteristic of constructive-functional modules and ERE, dismantled units, LRU TC by means of ground control facilities.

As a rule, diagnostics on board A/C is conducted within the accuracy of LRU, whereas on the ground it is implemented within the accuracy of constructive-functional modules, more rarely within ERE accuracy.

ANALYSIS OF THE PROBLEM FOR FORMING AND UPGRADING THE SYSTEM OF AIRBORNE EQUIPMENT OPERATIONAL CONTROL

Let us define the role and place of the system of operational control (SOC) within the technical operation system. Onboard equipment SOC is subordinated to the technical operation system. Its quality is determined with the performance function to meet the requirements of the airborne equipment technical operation system with maximum economic efficiency under the limitations for the required levels of onboard equipment control reliability. SOC effectiveness becomes obvious in the process of onboard equipment operational control.

Thus, onboard equipment SOC forming a constituent part of the operation system has all the features inherent for sophisticated technical systems, that is: a hierarchical structure and obedience of purposes, interrelationship of components, handling while functioning. It allows us to make a conclusion that

forming and upgrading SOC should be conducted on the basis of the comprehensive system analysis considering all the processes happening within the system by means of the up-to-date mathematical methods.

In accordance with the hierarchy of purposes for the aircraft transport system functioning and interrelation of the purposes for the systems of lower level hierarchy: the aircraft operation system, airborne equipment operational control and technical operation systems, the major problem of forming and upgrading airborne equipment SOC is maintaining the required level of control reliability that tests the level of equipment reliability, consequently, the aircraft reliability level and eventually the flight safety level.

In compliance with the requirements of airworthiness, whatever airborne equipment failures should not cause an abnormal situation that could be worse than deterioration of flight safety.

Failures that are impossible to reveal during the process of operational control, specified by low control reliability, are the causes of a prerequisite to an aviation accident through the fault of onboard equipment SOC. Similar failures reduce substantially reliability of onboard equipment functioning, decrease the efficiency indicators of the onboard equipment technical operation system, aircraft technical operation system and aircraft transport system, affect flight safety.

The following key factor of forming and upgrading onboard equipment SOC is assurance of the required level of flights regularity. Regularity of flight operations incorporates the conceptions of departure and performing flights regularity. Disruption of regularity is caused by in-flight failures that affect performance capabilities or deteriorate efficiency of A/C systems functioning. In fact, all these failures are attributed to prerequisites to an aviation accident. The causes of disruption of performing flights regularity through the fault of airborne equipment SOC are not revealed airborne equipment failures during operational control due to low control reliability.

Disruption of departure regularity is considered while determining flight delays due to late A/C arrival. The major reason for flight delays in the event of airborne equipment failures is complexity of troubleshooting at a particular point. Recovery time is comprised of fault isolating time, fault location and its subsequent repair in the conditions provided by airborne equipment SOC. Low control reliability of control facilities impacts considerably the efficiency indicators of regular departures.

The following key factor of forming and upgrading airborne equipment SOC is maximum economic efficiency. Economic efficiency of the technical operation process is specified by the value of operational costs necessary to maintain one-hour flight.

A considerable item of operational costs in onboard equipment SOC is costs to purchase and service multiproduct sets of test and checkout equipment that contain up to hundreds of items.

And eventually, another considerable item of operational costs is costs to purchase multiproduct sets of spare parts for onboard equipment units, volume of which substantially exceeds real demand due to low operational control reliability.

The main cause of the negative effect on the efficiency indicators of airborne equipment SOC, aircraft transport and technical operation systems is the fact that forming SOC for the operational aircraft fleet has been always funded far inferior to need without an analysis of the processes of operational control, mutual considering the characteristics of system constitutive parts. Unfortunately, the similar approach has remained partially unchanged while forming SOC for a new generation of civil aircraft SSJ-100 and MC-21. However, the research results allowed us to improve, to the particular extent, the procedure of airborne equipment SOC formation due to the system analysis and introduction of the synthesis elements.

STRUCTURE OF THE AIRBORNE EQUIPMENT OPERATIONAL CONTROL SYSTEM AND THE PROBLEM OF ITS FORMING AND UPGRADING

The structure of airborne equipment SOC for modern and promising aircraft is given in Figure 1.

The onboard equipment complex comprises n functional systems. Each one has its own onboard control facilities. The functional systems include m LRU that, as a rule, are equipped with BITE as well. LRU incorporate l constructive-functional modules. Each module consists of k ERE.

The results of built-in test enter OMS that activates BITE and executes on-board control during post-flight and pre-flight test. The results of post-flight and pre-flight tests are stored in the onboard integral system of TC control that can initiate a thorough onboard equipment test if necessary applying OMS. Additionally, the integrated system of TC control stores parameter information in its memory that, coupled with in-flight, post-flight and pre-flight test results, enters the ground part of the integral system of TC control for decryption and taking a decision.

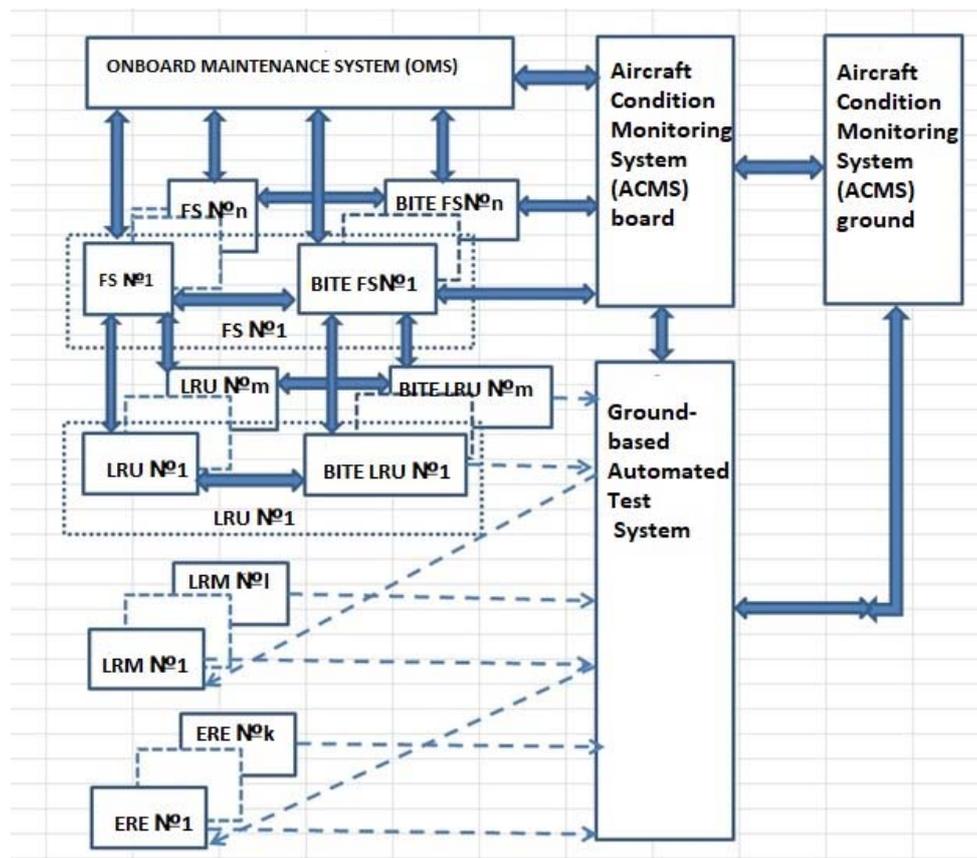


Fig. 1. The structure of the operational control system of airborne equipment

Dismantled from board LRU enter ground-based computer-aided equipment to a laboratory where they undergo monitoring, diagnosis, and possibly, recovery by replacing structural-functional modules and ERE.

Thus, circulation of onboard equipment components and information about the components TC, generated by the onboard control facilities, OMS and integral systems of TC control occurs.

Onboard control facilities solve the following tasks:

- perform instrumental and information control;
- perform continuous automatic monitoring of own performance capabilities in flight and issue information about its condition in the matrix-condition of computing systems data-word. In the event of failure, words-conditions of failures are formed and issued;
- receive an external control input (command) of "Control" mode and initiate extensive (ground) control;
- store and issue information about revealed failures of units to OMS and integrated systems of TC control;
- continue proper functioning after being de-energized;
- assess reliability of input information from the sensor systems;

- form words-conditions and issue them to OMS and integral systems of TC control storing words-conditions in the memory until the completion of the flight.

OMS and integral system of TC control implement the following functions:

- performing pre-flight and post-flight tests procedures of onboard equipment;
- maintenance of onboard equipment by maintenance personnel;
- obtaining data about failures and malfunctions of onboard equipment hardware from OMS;
- fault isolating of onboard equipment within the accuracy of LRU with the subsequent data display about a mode of failure;
- data storage of malfunctions and failures;
- assignment of "Control" mode and its sub-modes to the functional onboard equipment systems forming the integral input such as "ready", "not ready";
- temporary referencing of equipment failures to motion variables and aircraft attitude;
- filing failure data and recording parameters required to investigate accidents, also to determine onboard equipment TC and forecast a pre-failure condition of LRU based on values of integral parameters.

On-ground automated control aids implement the following functions:

- operational check of performance capabilities while conducting scheduled and repair work, storage, adjustment, when obtaining new units from plants-manufacturers as well;
- fault isolating within the accuracy of constructive-functional modules or ERE in compliance with the maintenance strategy;
- adjusting and parameter setting of units after replacing a constructive-functional module or ERE;
- functioning of local area computer networks according to the prescribed protocols;
- filing control results;
- issuing test results in the convenient format for an operator and further processing;
- issuing the required reference information during adjustment and alignment work.

In-flight in the event of failure the automatic system of data exchange transmits a troubleshooting code to the ground using radio communication aids. After decryption of the malfunction code prior to A/C arrival, maintenance personnel prepare the required units for replacement, tooling, consumables, expendable materials and the algorithm of troubleshooting.

The disadvantage of the SOC structure is that BITE, ground-based computer-aided equipment, ground-onboard automated control facilities as well as onboard operational control systems are developed by various manufacturers and enterprises. Each of them contributes their own specifics into the SOC structure. Due to absence of the unified concept of utilizing these aids during operation, there are no reasonable standards to their operational characteristics. Therefore, the main problem of forming and upgrading onboard equipment SOC is minimizing operating costs during operational control by reassigning the requirements to reliability of various types of control applying different test facilities. With regard to the above mentioned, flight safety requirements should be fully accomplished.

HIERARCHY OF EFFICIENCY CRITERIA FOR ONBOARD EQUIPMENT OPERATIONAL CONTROL SYSTEM AND INTERRELATED SYSTEMS

In accordance with the hierarchy of functioning purposes for A/C aviation-transport system, A/C technical operation system, onboard equipment operation system and SOC let us build the hierarchy of efficiency criteria for these systems. For this purpose it is necessary to formalize the system-solvable problems characterizing their parameters and efficiency indicators as well as relevant processes.

Let us consider the efficiency criterion for the system of the third level hierarchy of SOC solving the set $\Omega_{CЭК}^{EO}$. Onboard equipment SOC as the system of the second level hierarchy introduces the set $\Omega_{CЭК}^{EO}$ for onboard equipment SOC solution for $(\Omega_{CЭК}^{EO})^* \in (\Omega_{CTЭ}^{EO})^*$.

Onboard equipment SOC has the set of parameters $\Gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}} = \{\gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j)\}$ defined with its structure, relationships, resources and characteristics. As all the structures and relationships are conservative, the resources are limited, but characteristics cannot exceed the certain ultimate values, the set $\Gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}$ is within the boundaries of the set $\Gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}} = \{\gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j)\}$, that is $\gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j) \leq [\gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j)]^*$ to all j .

The process of onboard equipment SOC $\xi_{\text{ЭК}}^{\text{BO}}(t, I_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})$ is both the constituent part of the process of onboard equipment operation $\xi_{\text{ТЭ}}^{\text{BO}}$ and the function time of t as well as the set of parameters $\Gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}$.

Economic efficiency of onboard equipment SOC is characterized with operational costs $C_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}$, determined in the process of operational control $C_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}[\xi_{\text{ЭК}}^{\text{BO}}(t, I_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})]$.

Technical efficiency of onboard equipment SOC is characterized with the set of values $R_{\text{СЭК}}^{\text{BO}} = \{r_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(l)\}$, considering each indicator $r_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(l) = r_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(t, I_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})$ as the function of time t and the set of parameters $\Gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}$. Onboard equipment SOC as the system for the hierarchy of higher level introduces the required values of technical efficiency indicators set for SOC $(R_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})^* = \{[r_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(l)]^*\}$.

The criterion of onboard equipment SOC efficiency is minimum of operational costs on the pre-assigned set of the system parameters during operational control while solving all the problems required by onboard equipment SOC and observing all the limitations as for SOC own parameters as for the technical efficiency indicators defined by onboard equipment SOC.

$$\begin{aligned} & \min\{C_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}[\xi_{\text{ЭК}}^{\text{BO}}(t, I_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})]\}; & \gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j) \in \Gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}; \\ & (\Omega_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})^* - \Omega_{\text{СЭК}}^{\text{BO}} = \emptyset; & (\Omega_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})^* \in (\Omega_{\text{СТЭ}}^{\text{BO}})^*; \\ & \gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j) \leq [\gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j)]^*; & \gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(j) \in \Gamma_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}; \\ & r_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(l) \leq [r_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(l)]^*; & r_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}(l) \in R_{\text{СЭК}}^{\text{BO}}; \\ & (R_{\text{СЭК}}^{\text{BO}})^* \in (R_{\text{СТЭ}}^{\text{BO}})^*. \end{aligned} \tag{1}$$

CONCLUSIONS

Let us formulate a general problem on the basis of SOC analysis as an object of research, the analysis of problem for its forming and updating as well as the developed hierarchy of the efficiency criteria of interacting with SOC systems as follows.

On the given set of onboard equipment SOC let us define the parameter values so that the system costs come to minimum during the process of operational control while performing all the required tasks and limitations for the own system parameters and its technical efficiency indicators.

For the solution of the general problem it is necessary to solve sequentially the following intermediates:

- choose and lay a foundation for the parameters and the basic indicators of onboard equipment SOC efficiency inseparably interrelated with the basic efficiency indicators for the systems of the higher level hierarchy, in particular, the technical operation system;
- develop mathematical models for the processes of onboard equipment operational control for the different levels of extension (dismantled unit – functional system – complex);
- develop mathematical models for optimization of operational control processes;
- execute mathematical modeling for the operational control processes, develop SOC software and assess reliability of control and diagnostics of onboard equipment;
- assess the expected technical and economic effect as reduction of operational costs while using SOC.

Probability theory (Bayesian approach to random variables, Markov chains), mathematical statistics (determination of random variables for moments and designing a statistical experiment using simulation modeling) serve as the theoretical basis to solve the given problems.

The conducted research establishes a theoretical basis for forming and upgrading onboard equipment SOC.

REFERENCES

1. **Kuznetsov, S.V.** (2017). *Mathematical models of processes and systems of technical operation for onboard complexes and functional systems of avionics*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 1, pp. 132–140. (in Russian)
2. **Kuznetsov, S.V.** (2017). *Avionics technical operation system and scientific basis for its formation*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 6, pp. 15–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-15-24 (in Russian)
3. **Fedosov, Ye.A., Kos'yanchuk, V.V. and Sel'vesyuk, N.I.** (2015). *Integrirovannaya modul'naya avionika* [Integrated modular avionics]. Radioelektronnyye tekhnologii, no. 1, pp. 66–71. (in Russian)
4. **Kulabukhov, V.S.** (2015). *Federative-integrated distributed modular avionics*. Aerospace Instrument-Making, no. 12, pp. 11–31. (in Russian)
5. **Fedosov, Ye.A.** (2017). *Osnovnyye napravleniya formirovaniya nauchno-tekhnicheskogo zadela v oblasti bortovogo oborudovaniya perspektivnykh vozдушnykh sudov* [The main directions of the scientific and technical reserve formation in the field of the prospective aircraft on-board equipment]. Perspektivnyye napravleniya razvitiya bortovogo oborudovaniya grazhdanskikh vozдушnykh sudov: materialy dokladov 4-y Mezhdunarodnoy konferentsii [Prospective Development Directions for the Civil Aircraft On-Board Equipment: Proceedings of the 4th International Conference]. Moscow: GosNII AS, pp. 6–14. (in Russian)
6. **Polyakov, V.B., Neretin, Ye.S., Ivanov, A.S., Budkov, A.S., Dyachenko, S.A. and Dudkin, S.O.** (2018). *Architecture of prospective onboard equipment control complexes*. Trudy MAI, issue 100, 21 p. Available at: http://trudymai.ru/upload/iblock/0e5/Polyakov_Neretin_Ivanov_Budkov_Dyachenko_Dudkin_rus.pdf?lang=ru&issue=100 (accessed: 26.03.2021). (in Russian)
7. **Das, S.** (2015). *An efficient way to enable prognostics in an onboard system*. 2015 IEEE Aerospace Conference, pp. 1–7. DOI: 10.1109/AERO.2015.7118976
8. **Prisacaru, A., Gromala, P.J., Jeronimo, M.B., Bongtae, Han and Zhang, G.Q.** (2017). *Prognostics and health monitoring of electronic system: A review*. 2017 18th International Conference on Thermal, Mechanical and Multi-Physics Simulation and Experiments in Microelectronics and Microsystems (EuroSimE), pp. 1–11. DOI: 10.1109/EuroSimE.2017.7926248
9. **Soltanipour, N., Rahrovani, S., Martinsson, J. and Westlund, R.** (2020). *Chassis hardware fault diagnostics with hidden markov model based clustering*. 2020 IEEE 23rd International Conference on Intelligent Transportation Systems (ITSC), pp. 1–6. DOI: 10.1109/ITSC45102.2020.9294468
10. **Cao, J., Fu, X., Fang, X., Hu, Y., Zhou, G. and Jia, H.** (2018). *Bayesian network based diagnostics technique for civil aircraft*. 2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), pp. 1–7. DOI: 10.1109/GNCC42960.2018.9019212
11. **Korvesis, P., Besseau, S. and Vazirgiannis, M.** (2018). *Predictive maintenance in aviation: failure prediction from post-flight reports*. 2018 IEEE 34th International Conference on Data Engineering (ICDE), pp. 1414–1422. DOI: 10.1109/ICDE.2018.00160
12. **Zeitler, A.** (2019). *Challenges of certification and integration of new hardware into legacy avionics architectures*. 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–5. DOI: 10.1109/DASC43569.2019.9081621

13. Annighoefer, B., Halle, M., Schweiger, A., Reich, M., Watkins, C., VanderLeest, S.H., Harwarth, S. and Deiber, P. (2019). *Challenges and ways forward for avionics platforms and their development in 2019*. 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–10. DOI: 10.1109/DASC43569.2019.9081794

14. Wang, M., Xiao, G., Liu, X. and Wang, G. (2019). *Integrated modular avionics system design based on formal dynamic organization*. 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–8. DOI: 10.1109/DASC43569.2019.9081755

15. Valdivia de Matos, H.L. (2018). *Model-based specification of integrated modular avionics systems using object-process methodology*. 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–8. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569855

16. Cevher, S., Mumcu, A., Caglan, A., Kurt, E., Peker, M.K., Hokelek, I. and Altun, S. (2018). *A fault tolerant software defined networking architecture for integrated modular avionics*. 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–9. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569681

17. Luis, P., Gaëlle, L., Yue, M. and Chantal, R. (2018). *Knowledge discovery for avionics maintenance support*. 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–8. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569856

18. Wu, Y., XIAO, G., Wang, G., He, F., Dai, Z. and Wang, Y. (2018). *Research on safety analysis method of functional integrated avionics systems*. 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), pp. 1–10. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569355

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Kuznetsov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Head of Aircraft Electrical Systems and Avionics Technical Operation Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.kuznetsov@mstuca.aero.

СИСТЕМА ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ И НАУЧНЫЕ ОСНОВЫ ЕЕ ФОРМИРОВАНИЯ

С.В. Кузнецов¹

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

Система эксплуатационного контроля (СЭК) бортового оборудования воздушных судов (ВС) гражданской авиации (ГА) объединяет бортовое оборудование как объект контроля, средства и программы эксплуатационного контроля, инженерно-технический состав эксплуатационного предприятия, осуществляющий с помощью средств контроля процедуры и организующий с помощью программ контроля процессы эксплуатационного контроля указанных объектов. Качество системы эксплуатационного контроля бортового оборудования ВС проявляется в процессе эксплуатационного контроля. Эксплуатационный контроль – это совокупность процессов определения технического состояния объектов контроля (ОК) на различных этапах эксплуатации: в полете, при оперативном ТО (предполетный и послеполетный контроль), при периодическом ТО, после демонтажа оборудования с борта. Процесс определения технического состояния (ТС) ОК включает контроль, диагностирование, прогнозирование и воспроизведение. Процесс эксплуатационного контроля характеризуется **достоверностью контроля** – свойством контроля ТС ОК, определяющим степень объективности отображения в результате контроля действительного вида технического состояния ОК. На основании анализа СЭК как объекта исследования, анализа проблемы ее формирования и совершенствования, а также разработанной иерархии критериев эффективности взаимодействующих с ней систем общую задачу сформулируем следующим образом. На заданном множестве параметров СЭК бортового оборудования определить значения параметров такие, чтобы затраты системы в процессе эксплуатационного контроля достигали минимума при выполнении всех

требуемых задач и соблюдении всех ограничений на собственные параметры системы и показатели ее технической эффективности.

Ключевые слова: система эксплуатационного контроля, техническое состояние, достоверность контроля, бортовое оборудование, иерархия критериев.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Кузнецов С.В.** Математические модели процессов и систем технической эксплуатации бортовых комплексов и функциональных систем авионики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 132–140.
2. **Кузнецов С.В.** Система технической эксплуатации авионики и научные основы ее формирования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 6. С. 15–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-15-24
3. **Федосов Е.А., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И.** Интегрированная модульная авионика // Радиоэлектронные технологии. 2015. № 1. С. 66–71.
4. **Кулабухов В.С.** Федеративно-интегрированная распределенная модульная авионика // Авиакосмическое приборостроение. 2015. № 12. С. 11–31.
5. **Федосов Е.А.** Основные направления формирования научно-технического задела в области бортового оборудования перспективных воздушных судов // Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов: материалы докладов 4-й Международной конференции. Москва, Жуковский, 20 июля 2017 г. Дом ученых ФГУП «ЦАГИ». М.: ГосНИИ АС, 2017. С. 6–14.
6. **Поляков В.Б.** Архитектура перспективных комплексов управления бортовым оборудованием / В.Б. Поляков, Е.С. Неретин, А.С. Иванов, А.С. Будков, С.А. Дяченко, С.О. Дудкин [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2018. Вып. 100. 21 с. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/0e5/Polyakov_Neretin_Ivanov_Budkov_Dyachenko_Dudkin_rus.pdf?lang=ru&issue=100 (дата обращения: 26.03.2021).
7. **Das S.** An efficient way to enable prognostics in an onboard system // IEEE Aerospace Conference, 2015. Pp. 1–7. DOI: 10.1109/AERO.2015.7118976
8. **Prisacaru A.** Prognostics and health monitoring of electronic system: A review / A. Prisacaru, P.J. Gromala, M.B. Jeronimo, Bongtae Han, G.Q. Zhang // 2017 18th International Conference on Thermal, Mechanical and Multi-Physics Simulation and Experiments in Microelectronics and Microsystems (EuroSimE), 2017. Pp. 1–11. DOI: 10.1109/EuroSimE.2017.7926248
9. **Soltanipour N.** Chassis hardware fault diagnostics with hidden markov model based clustering / N. Soltanipour, S. Rahrovani, J. Martinsson, R. Westlund // 2020 IEEE 23rd International Conference on Intelligent Transportation Systems (ITSC), 2020. Pp. 1–6. DOI: 10.1109/ITSC45102.2020.9294468
10. **Cao J.** Bayesian network based diagnostics technique for civil aircraft / J. Cao, X. Fu, X. Fang, Y. Hu, G. Zhou, H. Jia // 2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 2018. Pp. 1–7. DOI: 10.1109/GNCC42960.2018.9019212
11. **Korvesis P., Besseau S., Vazirgiannis M.** Predictive maintenance in aviation: failure prediction from post-flight reports // 2018 IEEE 34th International Conference on Data Engineering (ICDE), 2018. Pp. 1414–1422. DOI: 10.1109/ICDE.2018.00160
12. **Zeitler A.** Challenges of certification and integration of new hardware into legacy avionics architectures // 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2019. Pp. 1–5. DOI: 10.1109/DASC43569.2019.9081621
13. **Annighoefer B.** Challenges and ways forward for avionics platforms and their development in 2019 / B. Annighoefer, M. Halle, A. Schweiger, M. Reich, C. Watkins, S.H. VanderLeest,

S. Harwarth, P. Deiber // 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2019. Pp. 1–10. DOI: 10.1109/DASC43569.2019.9081794

14. Wang M. Integrated modular avionics system design based on formal dynamic organization / M. Wang, G. Xiao, X. Liu, G. Wang // 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2019. Pp. 1–8. DOI: 10.1109/DASC43569.2019.9081755

15. Valdivia de Matos H.L. Model-based specification of integrated modular avionics systems using object-process methodology // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2018. Pp. 1–8. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569855

16. Cevher S. A fault tolerant software defined networking architecture for integrated modular avionics / S. Cevher, A. Mumcu, A. Caglan, E. Kurt, M.K. Peker, I. Hokelek, S. Altun // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2018. Pp. 1–9. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569681

17. Luis P. Knowledge discovery for avionics maintenance support / P. Luis, L. Gaëlle, M. Yue, R. Chantal // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2018. Pp. 1–8. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569856

18. Wu Y. Research on safety analysis method of functional integrated avionics systems / Y. Wu, G. XIAO, G. Wang, F. He, Z. Dai, Y. Wang // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2018. Pp. 1–10. DOI: 10.1109/DASC.2018.8569355

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Кузнецов Сергей Викторович, профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, s.kuznetsov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 25.02.2021
Принята в печать 20.05.2021

Received 25.02.2021
Accepted for publication 20.05.2021

УДК 629.735.33:004.021

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-42-56

ОБ УПРАВЛЕНИИ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ

В.Д. ШАРОВ¹, Б.П. ЕЛИСЕЕВ¹, П.М. ПОЛЯКОВ¹

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

Развитие рынка беспилотной авиации сдерживается недостатками нормативно-правового регулирования этого сегмента авиации. Это в полной мере относится и к важнейшему аспекту деятельности – управлению безопасностью полетов. В соответствии со Стандартами и Рекомендуемой практикой ИКАО и Воздушного законодательства РФ наличие систем управления безопасностью полетов (СУБП) является обязательным, в том числе для эксплуатантов, разработчиков и изготовителей воздушных судов, авиационных двигателей и воздушных винтов. Однако это требование не распространяется в полной мере на организации, занимающиеся проектированием, изготовлением и эксплуатацией беспилотных авиационных систем (БАС). В то же время использование БАС в различных сферах хозяйственной деятельности связано со значительными и разноплановыми рисками для пилотируемых воздушных судов, а также транспортных средств, людей и важных объектов инфраструктуры на земле. В статье проанализирована текущая ситуация с нормативным регулированием в части разработки и внедрения СУБП в сегменте беспилотной авиации на международном и государственном уровне и перспективы ее совершенствования. Как показывает опыт, наибольшие методологические проблемы при разработке и внедрении СУБП в различных организациях – поставщиках авиационных услуг связаны с выбором, внедрением и применением методов управления рисками для безопасности, которые для эксплуатации БАС имеют существенные особенности. С учетом ожидаемого в ближайшем будущем принятия требований к СУБП для таких организаций рассмотрены некоторые передовые практики по управлению риском для безопасности полетов в данной сфере деятельности.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы (БАС), беспилотные воздушные суда (БВС), управление риском для безопасности полетов.

ВВЕДЕНИЕ

Беспилотная авиация становится все более заметной частью авиационной деятельности. По разным данным, объем мирового рынка беспилотных воздушных судов (БВС) в 2020 году составлял от \$11,2 млрд до \$19,3 млрд^{1,2,3,4}. Доля России – около 2 % в денежном выражении и 0,3 % в количественном. Российская Федерация пока не входит в первую десятку стран по числу БВС.

Прогнозируется, что к 2035 году этот рынок достигнет 200 млрд долларов, а доля России в нем составит свыше 35–40 млрд (около 20 %) [1]. Над территорией Российской Федерации к 2035 году могут находиться в воздухе 100 тыс. БВС, объединенных в единую систему. Области применения – самые разнообразные, от сельского хозяйства до транспортировки больных² [2].

Масштабному развитию рынка беспилотной авиации препятствует несовершенство регулирования и инертность принятия нормативных актов. Планы, заложенные в Транспортной стратегии РФ до 2030 года, п. 124 «Создание нормативно-правовой базы сертификации и экс-

¹ UAS Vision an Independent Global Forum for the Unmanned Aircraft Systems Community [Электронный ресурс] // UAS Vision. URL: <https://www.uasvision.com/readership-statistics/> (дата обращения: 21.02.2021).

² Рынок беспилотников в мире и в России: интерес к дронам растет с каждым годом [Электронный ресурс] // AgroXXI. Агропромышленный портал. URL: <https://www.agroxxi.ru/selhoztehnika/stati/rynok-bespilotnikov-v-mire-i-v-rossii-interes-k-dronam-rastet-s-kazhdym-godom.html> (дата обращения: 21.02.2021).

³ AERONEXT Авиация будущего Что может UTM концепция? Мировая практика и перспективы в России [Электронный ресурс] // Aeronext. Авиация будущего. URL: https://aeronext.aero/press_room/analytics/251831 (дата обращения: 21.02.2021).

⁴ Анализ существующего состояния международного рынка применений беспилотных авиационных систем гражданского назначения [Электронный ресурс] // Российские беспилотники. URL: <https://russiadrone.ru/publications/1-analiz-sushchestvuyushchego-sostoyaniya-mezhdunarodnogo-rynka-primeneniya-bespilotnykh-aviatsionnykh/> (дата обращения: 21.02.2021).

плуатации гражданских БВС» и в распоряжении Правительства РФ 2018 года не реализованы⁵. Деятельность Рабочей группы по совершенствованию законодательства и устранению административных барьеров, созданной в 2017 году решением президиума Совета при Президенте РФ, не в полной мере соответствует ожиданиям.

Полеты БВС порождают широкий спектр источников опасности для гражданской авиационной системы, подробно проанализированных в обзорной статье [3]. Эти источники опасности необходимо идентифицировать и снизить угрозы для БП по аналогии с тем, как это происходит при внедрении измененной структуры воздушного пространства, нового оборудования или процедур. Современный подход к решению этой задачи предполагает управление БП как на государственном уровне, так и на уровне поставщика услуг посредством внедрения систем управления безопасностью полетов (СУБП).

В настоящее время ощущается неопределенность в нормативных требованиях к СУБП для эксплуатантов и изготовителей БВС и недостаток рекомендаций по их разработке. Это определяет актуальность анализа ситуации и изучения передовых практик в этой области.

НОРМАТИВНОЕ РЕГУЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ ЭКСПЛУАТАНТОВ БАС В ДОКУМЕНТАХ ИКАО И РФ

Основопологающей для формирования современной нормативной базы по безопасной эксплуатации БВС является статья 8 «Беспилотные воздушные суда» Конвенции о международной ГА. Согласно этой статье, для полета БВС над территорией государства необходимо разрешение этого государства, и при этом должен обеспечиваться контроль, исключающий опасность для гражданских ВС. 11-я Аэронавигационная конференция⁶ в 2003 году одобрила глобальную эксплуатационную концепцию организации воздушного движения, в которой сформулировано определение «Беспилотный летательный аппарат» (БЛА), но в современном понимании к БЛА относятся также и беспилотные аэростаты (по Приложению 7)⁷. Видимо, поэтому с 2011 года, после выхода Циркуляра 328⁸, вместо термина БЛА в документах ИКАО используется термин «Беспилотное воздушное судно (БВС)», как воздушное судно (ВС), которое предназначено выполнять полет без пилота на борту.

В циркуляре приведены еще три понятия: «Беспилотная авиационная система (БАС)», «Дистанционно пилотируемое воздушное судно (ДПВС)» и «Дистанционно пилотируемая авиационная система (ДПАС)». В Руководстве по ДПАС⁹ 2015 года также присутствуют все четыре термина, однако в Приложениях 7 и 2¹⁰, которые, в отличие от циркуляров и руководств, содержат Стандарты и Рекомендуемую практику ИКАО (SARPs), отсутствует определение ДПВС и ДПАС, хотя в тексте этих приложений они используются.

В Воздушном Кодексе РФ имеются только два определения: БВС и БАС, причем формулировки отличаются от принятых в ИКАО.

Отметим ГОСТ Р ГОСТ Р 57258-2016¹¹, в котором присутствуют все четыре определения, но они не соответствуют ни ИКАО, ни ВК РФ и, видимо, представляют собой перевод из неуказанного иностранного документа.

⁵ Распоряжение Правительства РФ от 3.04.2018 № 576-р Об утверждении Плана мероприятий («Дорожной карты») по совершенствованию законодательства и устранению административных барьеров в целях обеспечения реализации плана мероприятий Национальной технологической инициативы по направлению «Аэронет».

⁶ ANConf/11, Монреаль, 22 сентября – 3 октября 2003 г. 4 с.

⁷ Национальные и регистрационные знаки воздушных судов. Приложение 7 к Конвенции о международной ГА. 6-е изд. // ИКАО, 2012. 22 с.

⁸ Беспилотные авиационные системы (БАС). Cir 328 AN/100 // ИКАО, 2011. 48 с.

⁹ Doc, 10019 AN/507: Руководство по дистанционно пилотируемым авиационным системам (ДПАС). 1-е изд. // ИКАО, 2015, 190 с.

¹⁰ Правила полетов. Приложение 2 к Конвенции о международной ГА. 10-е изд. // ИКАО, 2005, 104 с.

¹¹ ГОСТ Р 57258-2016. Системы беспилотные авиационные. Термины и определения. 2017 г.

Классификация

Общепринятой международной классификации ДПАС (БАС) или ДПВС (БВС) нет, а определенность терминологии создает дополнительные трудности. На 37 Сессии юридического комитета ИКАО¹² заявлено, что в 43 государствах отмечены расхождения в определениях и классификации ДПАС и (или) БАС. На портале «Российские беспилотники»¹³ приведена классификация БАС, разработанная группой ИКАО, в зависимости от максимальной взлетной массы БВС, входящих в БАС (табл. 1).

Таблица 1
Table 1

Классификация БАС¹³
UAS classification, the ICAO project¹³

Категория	Вес БВС, кг	Уровень регулирования
Малые БАС	До 25	Национальный
Легкие БАС	25–150	Национальный
БАС	Более 150	ИКАО, наднациональный

Подробно вопросы классификации БАС рассмотрены в ряде работ, например в [4, 5]. Помимо классификации по весу, к другим критериям для разбивки БАС по категориям относятся назначение, тип полета, двигателя, крыла, систем управления и другие параметры. Наконец, на портале AERONEXT¹⁴ приведена информация о проекте классификации с разбиением на шесть категорий, одобренном Росавиацией в 2018 году.

На начало 2021 года в Российской Федерации официальной классификации БАС нет, хотя ФЗ от 03.07.2016 № 291-ФЗ определил граничные значения 0–0,25 кг и 0,25–30 кг максимальной взлетной массы. В соответствии со ст. 8 и 32 ВК РФ системы, включающие БВС с максимальной взлетной массой более 30 кг, подлежат обязательной сертификации и государственной регистрации. БВС с максимальной взлетной массой от 0,25 до 30 кг подлежат учету по Правилам, утвержденным постановлением Правительства РФ от 25.05.2019 № 658, и по состоянию на 01.01.2020 их было учтено 14171¹⁵.

Оставляя в стороне проблемы правового и юридического характера, рассмотренные в упомянутых выше источниках, остановимся на вопросах, связанных с СУБП.

Позиция ИКАО и РФ по СУБП эксплуатанта, разработчика и изготовителя БАС

На сегодня в SARPс ИКАО нет положений, предусматривающих непосредственную ответственность государства за наличие СУБП у эксплуатантов, а также у организаций – разработчиков и изготовителей БАС. В Приложениях 2 и 7, содержащих некоторые SARPс по особенностям эксплуатации БАС, нет никаких положений по СУБП. В Приложении 19¹⁶ БВС упоминаются только в определении авиационного происшествия и в ссылке на Приложение 13¹⁷, в котором отмечены особенности расследования авиационных событий с БВС.

¹² LC/37-WP/2-1 26/7/18. Монреаль, 4–7 сентября 2018 г. 19 с.

¹³ Международная классификация БАС гражданского назначения [Электронный ресурс] // Российские беспилотники. URL: <https://russiandrone.ru/publications/1-1-mezhdunarodnaya-klassifikatsiya-bas-grazhdanskogo-naznacheniya/> (дата обращения: 21.02.2021).

¹⁴ Проект классификации БАС предложен ассоциацией «Аэронет» и одобрен в Росавиации [Электронный ресурс] // Аэронет. Авиация будущего. URL: https://aeronet.aero/press_room/news/091728 (дата обращения: 21.02.2021).

¹⁵ Анализ состояния безопасности полетов в ГА РФ в 2019 г. Росавиация, 2020. 38 с.

¹⁶ Управление безопасностью полетов. Приложение 19 к Конвенции о международной ГА. 2-е изд. // ИКАО, 2016. 44 с.

¹⁷ Расследование авиационных происшествий и инцидентов. Приложение 13 к Конвенции о международной ГА. 11-е изд. // ИКАО, 2016. 74 с.

В Приложении 6¹⁸ и в Приложении 8¹⁹, в которых имеются Стандарты по СУБП эксплуатантов и изготовителей ВС, вообще нет упоминаний о БАС или БВС. Между тем, еще в Циркуляре 328 2011 года предусматривалось расширение Приложения 6 с целью включения БАС, в том числе и по требованиям к СУБП.

В Глобальном плане ИКАО по БП на период 2017–2019 годов ДПАС включены в число приоритетных направлений. В этом плане отмечено, что в 2007 году ИКАО создала Исследовательскую группу UASSG по БАС для разработки нормативно-правовой базы по безопасной интеграции БАС в несегрегированное воздушное пространство (то есть воздушное пространство, которое одновременно с БВС используют и пилотируемые ВС). В 2014 году Группа UASSG была преобразована в Группу экспертов (RPASP). Предполагалось, что будут разработаны SARPs по летной годности, производству полетов, сертификации эксплуатантов, выдачи пилотских свидетельств, организации воздушного движения, авиационной безопасности и защите окружающей среды. Выпуск этих положений должен был начаться в 2018–2020 годах. Известно, что в работе этих групп принимают участие и специалисты Российской Федерации. Однако на начало 2021 года о внедрении SARPs по беспилотной авиации информации нет. В Глобальном плане ИКАО по БП на период 2020–2022 годов ДПАС в число приоритетных направлений деятельности не входит.

Позиция ИКАО по нормативному регулированию деятельности беспилотной авиации, в том числе и в вопросах внедрения СУБП в организациях – поставщиках соответствующих услуг, пока сводится к предоставлению государствам рекомендаций, сбору информации, обобщению опыта. ИКАО разработала и предлагает к использованию в государствах несколько руководств по регулированию деятельности БАС²⁰, например, ICAO Model UAS Regulations, Part 101, 102, June 23, 2020 и ICAO Model UAS Regulations, Part 149, June 23, 2020. Эти рекомендуемые правила представляют собой сводку и изложение правил для БАС, действующих в Новой Зеландии, Австралии, Канаде и США.

Разработки нормативных документов по наиболее важным направлениям ведутся и в нашей стране. Например, подход к формированию структуры и содержания норм летной годности БАС описан в работе специалистов ЦАГИ [6], вопросам подготовки внешних пилотов и разработки соответствующей программы в МГТУ ГА посвящена статья [7].

Но особенностям СУБП эксплуатанта и изготовителя БАС пока достаточного внимания не уделяется. В Руководстве по ДПАС Doc. 10019 управлению БП посвящена глава 7. В этой главе указывается на связь данного документа с Приложением 19 и РУБП ИКАО²¹. Дано определение эксплуатанта ДПАС как лица, организации или предприятия, занимающегося эксплуатацией ДПАС. Поскольку государство требует внедрения СУБП поставщиком обслуживания, находящимся под его контролем, делается важный вывод о том, что эксплуатанты ДПАС должны разрабатывать СУБП. Указано, что эксплуатанты ДПАС, независимо от типа полетов, подлежат сертификации государством. Одно из сертификационных требований будет заключаться в наличии СУБП у эксплуатанта ДПАС.

При внедрении СУБП необходимо учитывать потенциальные последствия для БП из-за взаимного влияния внутренних и внешних субъектов авиационной системы (учет «интерфейсов» по РУБП ИКАО). Интеграция ДПВС в несегрегированное воздушное пространство требует проведения тщательной оценки эффективности обеспечения БП ДПАС.

Отмечена необходимость согласования плана действий в аварийной обстановке эксплуатанта с аналогичными планами организаций-партнеров. Указано, что эксплуатант ДПАС несет

¹⁸ Эксплуатация ВС. Приложение 6 к Конвенции о международной ГА, ч. 1–3 // ИКАО, 2014–2016. 262 с.

¹⁹ Летная годность ВС. Приложение 8 к Конвенции о международной ГА. 11-е изд. // ИКАО, 2010. 230 с.

²⁰ ICAO model UAS regulations [Электронный ресурс]. URL: <https://www.icao.int/safety/UA/Documents/Final%20Model%20UAS%20Regulations3%20-%20Parts%20101%20and%20102.pdf> (дата обращения: 15.01.2021).

²¹ Doc. 9859: Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). 4-е изд. // ИКАО, 2018. 218 с.

ответственность за эффективность обеспечения БП при предоставлении продуктов и услуг подрядчиками, и их риски должны учитываться в СУБП эксплуатанта.

Воздушное законодательство РФ не содержит требований о наличии СУБП у эксплуатантов БАС. Они не включены в перечень поставщиков услуг в постановлениях Правительства РФ от 18.11.2014 № 1215 и от 15.03.2016 № 192. Этого требования пока нет и в ФАП, хотя по мере доработки ФАП-128 и ФАП-246 такие требования должны появиться.

Доступные документы ИКАО не содержат каких-либо указаний по необходимости наличия СУБП или рекомендаций по ее разработке в организациях разработчиков и изготовителей БАС, однако требование РФ о наличии СУБП у изготовителей БВС уже имеется в ФАП-21²². В соответствии с п. 21.125 и 21.139 этих ФАП изготовитель БВС, подавший Заявку на получение Сертификата одобрения производственной организации, обязан разработать СУБП и Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) в соответствии с SARPs ИКАО из Приложения 19.

Таким образом, задача разработки и внедрения СУБП для разработчика и эксплуатанта СУБП является актуальной или станет таковой в ближайшее время.

Из опыта разработки СУБП известно, что наибольшие методологические проблемы связаны с реализацией второго компонента СУБП ИКАО – управления рисками для БП.

УПРАВЛЕНИЕ РИСКОМ ЭКСПЛУАТАНТА БАС В МЕЖДУНАРОДНОЙ ПРАКТИКЕ

Следует отметить, что риск для БП, определяемый Стандартом ИКАО Приложения 19 как «предполагаемая вероятность и серьезность последствий или результатов опасности» является прогнозной оценкой опасного события. В авиапредприятиях применяются различные методы оценки риска [8] в зависимости от особенностей их деятельности.

Методика оценки риска, рекомендуемая ФАУ (FAA) США

Рассмотрим построение системы управления риском для БП эксплуатанта БАС на основе рекомендаций приказа FAA 10/04/2019²³. Предполагается, что сигналами для запуска процедуры управления риском могут быть проблемы и (или) планируемые изменения (табл. 2).

Таблица 2
Table 2

Сигналы, запускающие процедуру управления риском
Safety Risk Management Procedure Triggers

Проблемы БП (<i>Safety Issue</i>)			Планируемое изменение (<i>Planned Change</i>)	
Потенциальные опасности (ассоциированные с событиями с БАС)	Неэффективное управление (ассоциированное с событиями с БАС)	Несоответствия (напр., невыполнение правил, относящихся к БАС)	Запрос на принятие соответствующих мер согласно применимым правилам эксплуатации БАС	Ввод новых/изменение действующих правил, относящихся к БАС

На следующем этапе составляется общий перечень факторов опасности (ФО), которые распределяются по группам, затем экспертами формируются сценарии возможных нежелательных событий и их вероятные последствия, а также существующие мероприятия (барьеры защиты) для снижения риска. Результаты представлены в табл. 3.

²² Приказ Минтранса от 17.06.2019 № 184 Об утверждении ФАП «Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21».

²³ U/S/ Department of Transportation FAA Order 8040.6 Eff Date 10/04/2019. 26 p.

Процедура несколько отличается от рекомендованной в РУБП ИКАО. В соответствии с рекомендациями ИКАО оценка риска должна проводиться для каждого события, связанного с каким-либо ФО, а в документе FAA предлагается упрощенный подход, когда оценивается риск, связанный с группой ФО. При этом из трех возможных конечных событий (столкновение с пилотируемым ВС, столкновение с человеком или транспортным средством и с объектом на земле) не выделяется конкретное, а оценивается «общий риск» трех последствий.

Для оценки риска используется метод «матрицы последствий и вероятностей», рекомендованный РУБП ИКАО, но оценки вероятности и серьезности выражаются иначе.

Вероятность события оценивается нечеткой мерой возможности его возникновения, которой ставится в соответствие буква от А до Е, а серьезность последствий события – нечеткой мерой серьезности события, которой ставится в соответствие цифра от 1 до 5. В РУБП ИКАО наоборот, вероятностям соответствуют цифры, а серьезности последствий – буквы.

Кроме того, итоговая матрица FAA отличается от матрицы ИКАО по количеству зеленых и желтых ячеек, по порядку расположения столбцов и наличию одной «смешанной» ячейки (рис. 1).

Хотя матрица ИКАО является рекомендацией, она выглядит более обоснованной. Например, оценка риска ничтожных последствий, но происходящих часто, как «зеленого» в матрице FAA выглядит спорной. И обозначения вероятности буквами, а серьезности цифрами непривычно для специалистов, привыкших к матрице ИКАО с 2006 года, и может вызывать дополнительную путаницу, как отмечено в статье [9].

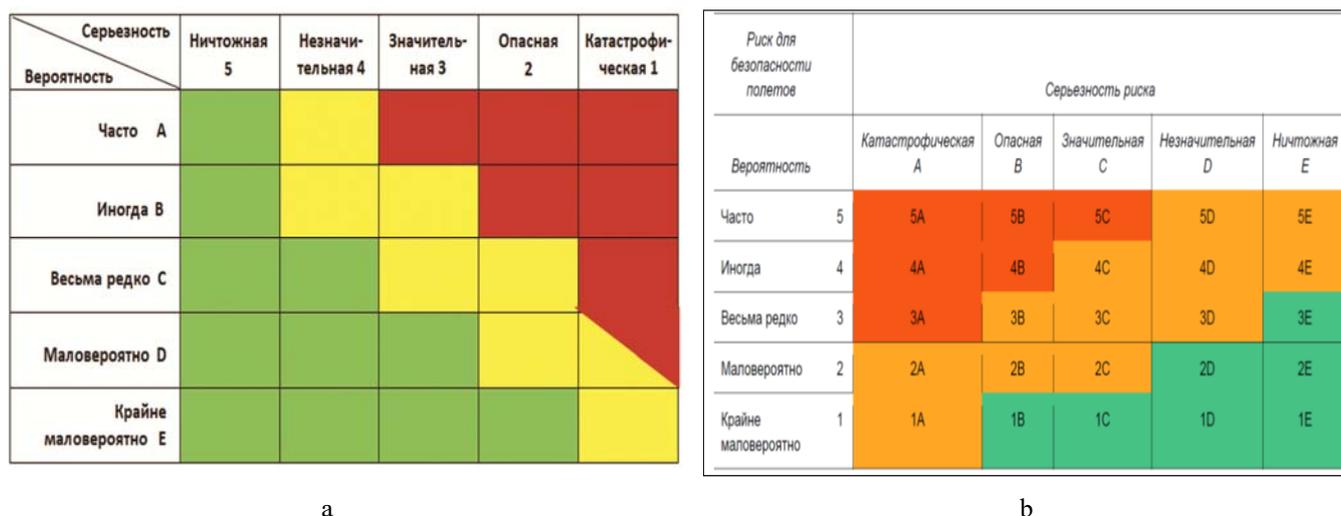


Рис. 1. Сравнение матриц документа FAA (а) и РУБП ИКАО (б)
Fig. 1. Comparison of FAA document matrix (a) and ICAO SMM matrix (b)

Таблица 3
Table 3

Структура факторов опасности, возможных событий, их последствий и мер защиты при эксплуатации БАС
Structure of hazards, possible events, their consequences, and mitigation measures during UAS operation

Группы ФО	Факторы опасности (ФО)	Промежуточные события	Меры защиты или смягчения последствий	Конечные опасные события
1	2	3	4	5
Технические проблемы с БАС	Отказы каких-либо технических компонентов БАС, которые приводят к отклонениям от плановой эксплуатации	<ul style="list-style-type: none"> - отказ двигателя; - сбой ПО; - отказ компьютера; - нарушение порядка действий; - потеря GPS-сигнала; - потеря радиосвязи; - уклонение БАС от маршрута; - отказ наземной станции; - отказ батареи электропитания; - неисправность авионики; - невозможность перенастройки С2 	<ul style="list-style-type: none"> - оператор компетентен; - БАС изготовлена компетентной организацией; - БАС обслуживается компетентной организацией; - БАС разработана в соответствии со стандартами проектирования; - соответствие С2 требованиям*; - выполняется предполетная проверка БАС; - валидация эксплуатационных процедур; - удаленный экипаж обучен; - обеспечено безопасное восстановление после технической проблемы; - методы уменьшения кинетической энергии; - учет плотности заселения территории; - наличие плана действий в аварийной ситуации; - снижение эффекта от удара о землю; - наличие эффективных технических систем сдерживания; - применение парашюта/хрупкость конструкции 	<ul style="list-style-type: none"> Столкновение БВС с пилотируемые м ВС в воздухе. Столкновение БВС с человеком или транспортным средством на земле. Столкновение БВС с критически важным объектом инфраструктуры на земле
Ухудшение работы внешних систем поддержки и БАС	Отказы компонента, не являющегося частью БАС, но поддерживающего его эксплуатацию	<ul style="list-style-type: none"> - деградация сигнала АЗН-В; - деградация сигнала GPS; - сбой в системе УВД БАС 	<ul style="list-style-type: none"> - процедуры борьбы с ухудшением работы внешних систем, поддерживающих БАС; - БАС разработана так, чтобы справиться с ухудшением работы внешних систем; - внешние службы, поддерживающие эксплуатацию БАС, адекватны выполняемым операциям 	

1	2	3	4	5
Ошибка человека	Отклонения от планируемых операций, вызванные в большей степени ошибками человека, чем отказами АТ	<ul style="list-style-type: none"> – ошибки пилота; – ошибки при ТО; – ошибки при подготовке, постановке задачи и планировании полетов; – неправильная загрузка; – полет при погоде хуже минимума 	<ul style="list-style-type: none"> – эксплуатационные процедуры определены, утверждены и соблюдаются; – удаленный экипаж обучен и способен управлять особой ситуацией; – координация работы нескольких экипажей; – экипаж соответствует задаче, практика управления ресурсами экипажа; – автоматическая защита от ошибки человека, восстановление после ошибки; – оценка взаимодействия «человек – машина» 	
Неблагоприятные условия эксплуатации	Эксплуатация в нерасчетных для БАС условиях, что приводит к отклонению от плана	<ul style="list-style-type: none"> – непрогнозируемое ухудшение погоды; – снижение видимости; – экстремальные климатические и топографические условия 	<ul style="list-style-type: none"> – эксплуатационные процедуры установлены, утверждены и выполняются; – удаленный экипаж обучен выявлять критические внешние условия и избегать попадания в них; – условия безопасной эксплуатации определены, оцениваются и соблюдаются; – БАС спроектированы для эксплуатации в неблагоприятных условиях 	
Невозможность обнаружить и избежать	Эксплуатация за пределами зоны прямой видимости. При этом ограничены возможности БАС обнаружить конфликтующее ВС и выполнить процедуру приоритетности выбора маршрута в соответствии с правилами (FAR)	<ul style="list-style-type: none"> – отказ вторичного ответчика; – отказ канала связи «наблюдатель – пилот»; – опасное сближение с пилотируемым ВС; – невозможность «уступить дорогу» пилотируемому ВС; – полеты ВС АОН на малых высотах; – экипаж пилотируемого ВС не видит малое БВС; – ошибки экипажа; – ограничения на маневрирование БАС 	<ul style="list-style-type: none"> – поддержание связи между наблюдателем и пилотом; – система обнаружения и избегания столкновения; – наблюдение за воздушным пространством полетов и прилегающим пространством; – учет времени суток; – ограничения района полетов; – ограничения по времени полетов; – использование малых высот; – системы предотвращения столкновения в службах УВД; – использование TCAS 	<p>Столкновение БВС с пилотируемым ВС в воздухе</p>

* С2 – линия передачи данных между БАС и пунктом дистанционного пилотирования.

Порядок дальнейших действий по методике FAA:

- при «зеленом» уровне действий не требуется (аналогично рекомендациям ИКАО);
- «желтый» уровень является приемлемым; требуется только отслеживание и мониторинг (по ИКАО все-таки необходимо внедрить некоторые разумные меры);
- при «красном» риске необходимы срочные меры для выхода из «красной зоны» (аналогично рекомендациям ИКАО).

Далее в документе приводится конкретный пример использования методики. Рассматривается БВС максимальной взлетной массой 75 фунтов (33,8 кг), с бензиновым двигателем, оборудованный GPS- и АЗН-В приемником, парашютом на случай отказа двигателя или управления, аварийной системой электроснабжения. Указано, что БВС имеет 3000 часов успешных полетов. Предполагается использование БВС для мониторинга состояния линий энергоснабжения, на БВС установлена видеокамера.

Необходимость процедуры оценки риска связана с введением в эксплуатацию нового наземного радиолокатора.

Рассматривается влияние всех пяти групп ФО из табл. 3 и подробно раскрывается первая «Технические отказы БВС». Из этой группы рассматриваются ФО: «Отказ двигателя», «Ошибки ПО», «Потеря связи С2», «Уклонение от маршрута», «Отказ приемника GPS». Оценивается риск по всей группе ФО. Очевидно, считается, что объединение ФО, связанных с различными элементами технического оснащения БАС, не внесет большого искажения в оценку риска, но позволит сократить время и трудозатраты.

Вместе с тем анализируется каждый из ФО, например, для ФО «Отказ двигателя» анализ выглядит так. «Двигатель данного типа хорошо зарекомендовал себя на спортивных самолетах. Удаленный пилот и инженер контролируют параметры двигателя, при их выходе за пределы пилот посадит БВС в ближайшей зоне посадки. При отказе двигателя парашют раскрывается автоматически. Капитальный ремонт проводится не реже чем через 2000 часов наработки в соответствии с Руководством по ТО».

Тяжесть выбрана как «Опасная», цифра 2, хотя БВС имеет хрупкую хвостовую балку, парашют и функцию автоматической посадки.

Вероятность, что техническая проблема приведет к одному из трех указанных выше событий, оценена как «Маловероятно», D, поскольку ПО сертифицировано по DO-178B²⁴, двигатель проверен, связь С2 протестирована. В районе выполняются редкие полеты только авиации общего назначения.

Риск при существующих мерах безопасности определяется как 2D – «желтый». Хотя в этом случае, с позиции FAA, достаточно мониторинга ситуации, предлагаются мера в виде ограничения количества полетов до трех в неделю. В результате вероятность события снижается до «Крайне маловероятно», E, и риск становится «зеленым».

Документирование процедуры в документе проводится с использованием нескольких таблиц, но для удобства они могут быть объединены в одну (табл. 4).

Отметим, что в данном примере не рассматривается столкновение двух ПВС. Авторы подробного обзора [3] считают, что события такого типа также должны учитываться при оценке эксплуатационных рисков БАС.

Оценка риска столкновения БВС с пилотируемым ВС

Рассмотрим кратко характеристики такого риска и подход к управлению им по документу авиационных властей Великобритании²⁵.

Возможные варианты развития событий при сближении БВС и пилотируемого ВС приведены на рис. 2, заимствованном из рассматриваемого документа.

²⁴ DO-178B – Стандарт RTCA Inc. на разработку бортовой аппаратуры.

²⁵ CAP 1627 Drone Safety Risk: An Assessment. CAA, 2018. 35 p.

Таблица 4
Table 4

Формат документирования процедуры FAA в единой таблице
FAA procedure documentation format in the single table

Фактор опасности	Возможные события	Существующие защиты	Серьезность	Вероятность	Риск	Дополнительные меры	Остаточный риск
Технический отказ на борту БВС: – отказ двигателя; – ошибка ПО; – потеря связи с внешним пилотом; – уклонение от маршрута; – отказ приемника GPS	– столкновение между БВС и пилотируемым ВС в воздухе; – столкновение между БАС и человеком или транспортным средством на земле; – столкновение между БАС и важным объектом инфраструктуры на земле	– двигатель надежен; – есть парашют; – ПО сертифицировано; – есть система автоматической посадки; – система связи С2 проверена, надежна	Опасная 2 (по ИКАО – В)	Маловероятно D (по ИКАО – 3)	2D Желтый по матрице ИКАО 3В Желтый	Уменьшить частоту полетов до трех в неделю	2E Зеленый по матрице ИКАО 1В Зеленый

В документе подробно разбираются наиболее вероятные варианты повреждения различных частей ВС (лобового стекла кабины пилотов, обтекателя РЛС, двигателей, передних кромок крыла, шасси, закрылков, спойлеров, управляющих поверхностей, винтов) и их последствия. Указывается, что наиболее опасные последствия таких столкновений могут быть для вертолетов и небольших ВС АОН.

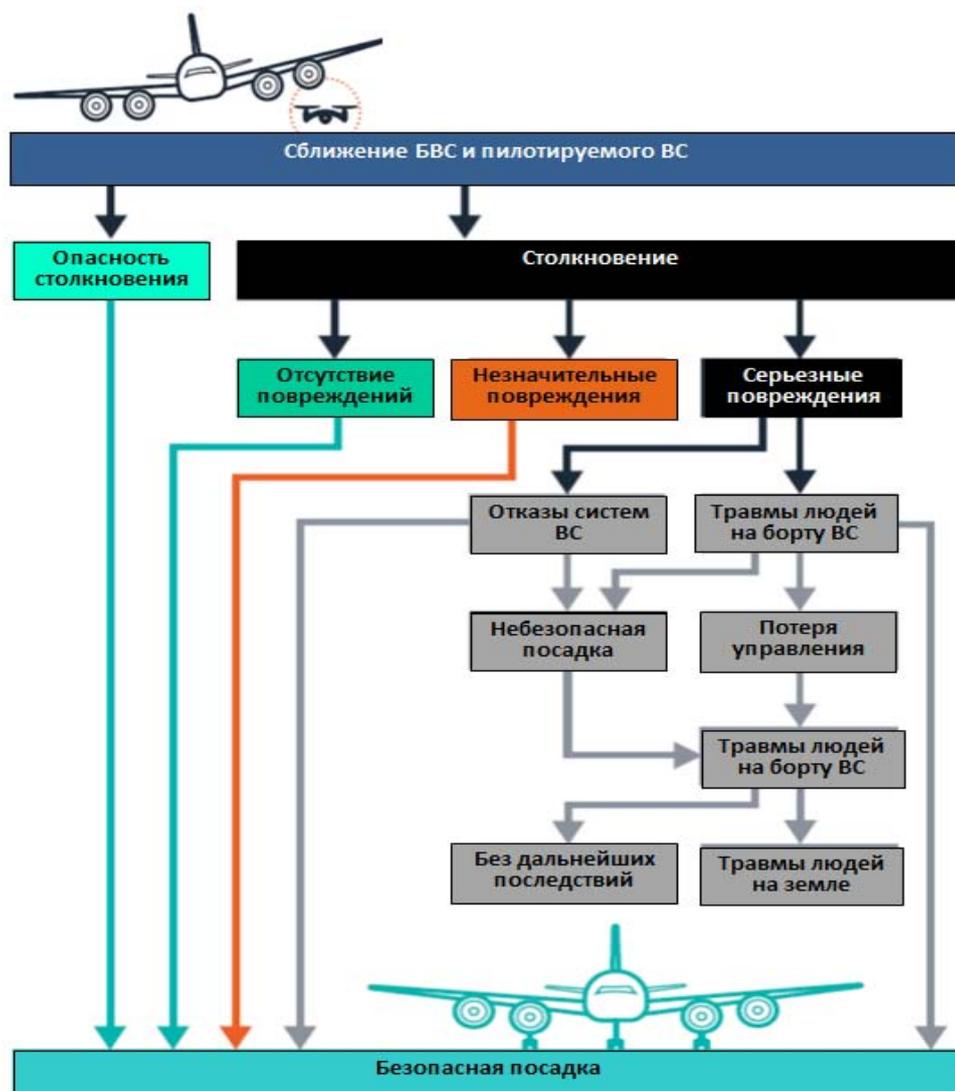


Рис. 2. Варианты вероятных последствий столкновения
Fig. 2. Variants of probable collision consequences

Оценки вероятности такого события делаются на основе наблюдений в воздушной зоне (ТМА) Лондона, одной из наиболее загруженных в Европе. На момент создания документа (январь 2018 года) в ТМА Лондона не было зафиксировано ни одного столкновения (в мировой ГА на тот момент было известно семь таких случаев).

В 2016 году в ТМА Лондона было получено 121 сообщение о нахождении БВС вблизи пилотируемого ВС, 95 % таких событий происходило на высотах менее 10000 футов (3000 м). На рис. 3, заимствованном из рассматриваемого документа, показаны оценки вероятностей сближений в зависимости от высоты и скорости полета, полученные на основе обработки статистических данных.

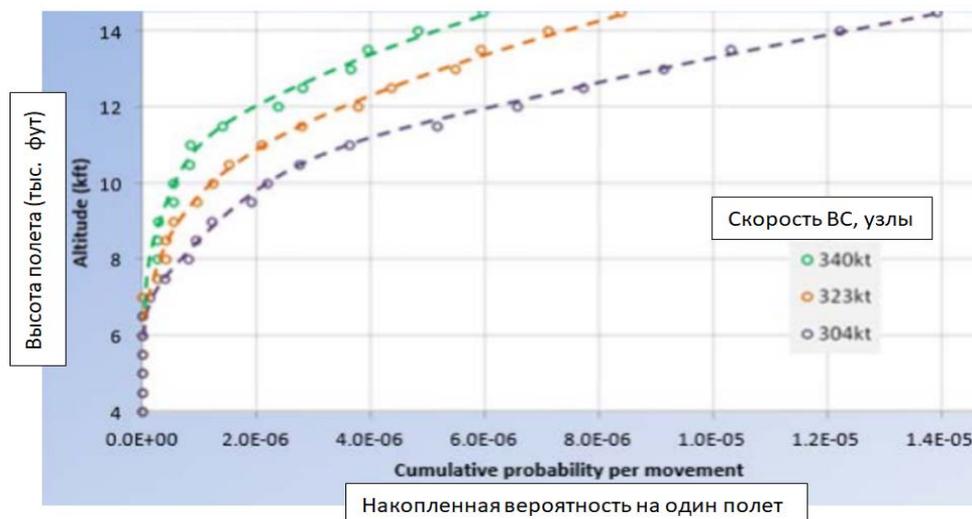


Рис. 3. Вероятность наблюдения пилотом ВС конфликтного БВС в ТМА Лондона
Fig. 3. Probability of aircraft pilot's observation of the conflicting UAV in London TMA

Можно видеть, что пока вероятности таких событий приемлемые, с учетом того что вероятность столкновения будет еще меньше. Для сравнения: частота реальных столкновений с птицами в ТМА Лондона вдвое превышала количество сближений (то есть потенциальных столкновений) с БВС. Вместе с тем несомненно, что с ростом количества БВС в воздухе вероятность столкновений будет возрастать, что очевидно.

Отметим, что по данным Росавиации²⁶ в 2019 году в Российской Федерации зафиксировано 78 случаев несанкционированного использования воздушного пространства БВС (в 2018 году – 124 случая, 2017 году – 87, 2016 году – 41). При этом в 30 случаях в 2018 году экипажи ВС визуально наблюдали приближение БВС, создающего потенциальную угрозу БП.

Для оценки риска и разработки мероприятий САА использует метод «галстук-бабочка». Это метод описан и применяется в риск-менеджменте в СУБП некоторых российских авиакомпаний [6]. По использованию метода «галстук-бабочка» для риск-менеджмента в различных областях имеется обширная литература, из недавних публикаций отметим доклад на конференции Британского института физики [10].

САА Великобритании проводит такие оценки регулярно и считает, что метод позволяет получить наглядную демонстрацию картины риска от возникновения ФО, связанного с организацией или эксплуатационной деятельностью, до конечного события. Это позволяет предложить обоснованные и эффективные профилактические и корректирующие мероприятия.

С использованием модели «галстук-бабочка» для оценки риска столкновения в воздухе можно ознакомиться в документе САА CAP 1627BT²⁷.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Как показал анализ, законодательное и нормативное регулирование в области беспилотной авиации находится в стадии формирования. Планы разработки и внедрения важнейших документов не выполняются как на международном, так и на государственном уровне, что тормозит развитие этого сегмента авиационной деятельности.

Вопросы обеспечения безопасности полетов при эксплуатации различных БАС в несегрегированном воздушном пространстве пока не нашли своего отражения в SARPs ИКАО. В частно-

²⁶ Анализ состояния безопасности полетов в ГА РФ в 2019 г. Росавиация, 2020. 38 с.

²⁷ CAP1627BT: Drone Safety Risk: Bowtie model [Электронный ресурс]. URL: <http://www.caa.co.uk/CAP1627BT> (дата обращения: 15.01.2021).

сти, отсутствуют требования SARPs об обязательном наличии СУБП в организациях разработчиков, изготовителей и эксплуатантов БАС. На данном этапе ИКАО ограничивается публикацией циркуляров, технических руководств, содержащих самые общие рекомендации по данному вопросу, и распространяет опыт отдельных государств и организаций, которые самостоятельно решают эту проблему. В Российской Федерации обязательность наличия СУБП, как сертификационное требование, имеется только для организаций – изготовителей БАС (ФАП-21).

Вместе с тем можно ожидать, что подобные требования в скором времени появятся в SARPs ИКАО, включая Приложения 6, 8, и, соответственно, в федеральных авиационных правилах, прежде всего в ФАП-128, ФАП-246, а также ФАП-132²⁸, ФАП-147²⁹.

В создавшихся условиях, учитывая важность задачи, представляется целесообразным активизировать разработку методических пособий по созданию, внедрению и поддержанию СУБП эксплуатантов и изготовителей БАС с учетом специфики факторов опасности и связанных с ними рисков.

Рекомендации могут разрабатываться на основе передовых международных практик с учетом особенностей и условий эксплуатации БАС разного назначения в различных регионах Российской Федерации. Две такие практики по управлению риском для БП при эксплуатации БАС, проанализированные в данной статье, могут быть полезны при условии их подробного изучения и адаптации в каждой организации.

В СУБП эксплуатантов БАС могут успешно применяться и другие методы, которые показали свою эффективность в авиакомпаниях. Наиболее полная систематизация методов риск-менеджмента выполнена в новом ГОСТ Р 58771-2019³⁰.

Важной является также задача обучения специалистов из организаций – разработчиков, изготовителей и эксплуатантов БАС основам управления безопасностью полетов. Такое обучение может проводиться на специализированных курсах повышения квалификации по СУБП для специалистов, связанных с обеспечением БП, организаций – поставщиков авиационных услуг.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Згировская Е.Д.** Беспилотная авиация: что ждет рынок, и что рынок ждет // Крылья Родины. 2020. № 11–12. С. 10–15.
2. **Bhosale S.** Air Ambulance Drone (UAV) / S. Bhosale, S. Shelar, V. Anadkar, S. Pawar, S. Sarange // International Research Journal of Engineering and Technology. 2019. No. 6. Pp. 152–154.
3. **Altawy R., Youssef A.M.** Security, privacy, and safety aspects of civilian drones: a survey [Электронный ресурс] // ACM Transactions on Cyber-Physical Systems. 2016. Vol. 1, no. 2. Article 7. 25 p. DOI: 10.1145/3001836
4. **Фетисов С.В.** Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / В.С. Фетисов, Л.М. Неугодникова, В.В. Адамовский, Р.А. Красноперов. Уфа: ФОТОН, 2014. 127 с.
5. **Костин А.С.** Классификация гражданских беспилотных летательных аппаратов и сферы их применения // Системный анализ и логистика. 2019. № 1 (19). С. 70–80.
6. **Шибяев В.М.** Особенности формирования требований норм летной годности для беспилотных авиационных систем / В.М. Шибяев, Д.В. Аполлонов, М.О. Овсянников, И.Е. Ефимова // Проблемы безопасности полетов. 2019. № 8. С. 3–12.

²⁸ Приказ Минтранса России от 16.05.2003 № 132. Об утверждении федеральных авиационных правил «Экземпляр воздушного судна. Требования процедуры сертификации».

²⁹ Приказ Минтранса РФ от 12.09.2008 № 147 Об утверждении ФАП. «Требования к членам экипажа ВС, специалистам по ТО ВС и сотрудникам по обеспечению полетов (полетным диспетчерам) гражданской авиации».

³⁰ ГОСТ Р 58771-2019. Менеджмент риска. Технология оценки риска (IEC 31010 2019, NEQ).

7. **Елисеев Б.П.** Пилотов для «беспилотников» готовят в МГТУ ГА // АвиаСоюз. 2021. № 1 (84). С. 18–19.

8. **Зубков Б.В., Шаров В.Д.** Теория и практика определения рисков в авиапредприятиях при разработке системы управления безопасностью полетов: монография. М.: МГТУ ГА, 2010. 196 с.

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. **Voicu I.** Risk management with bowtie diagrams / I. Voicu, F.V. Panaitescu, M. Panaitescu, L.G. Dumitrescu, M. Tufo [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 400, iss. 8. 6 p. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/400/8/082021> (дата обращения: 21.02.2021).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

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

Елисеев Борис Петрович, доктор юридических наук, профессор, ректор МГТУ ГА, b.eliseev@mstuca.aero.

Поляков Павел Михайлович, старший преподаватель кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, p.polyakov@mstuca.aero.

ABOUT FLIGHT SAFETY MANAGEMENT DURING OPERATION OF UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS

Valeriy D. Sharov¹, Boris P. Eliseev¹, Pavel M. Polyakov¹

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

ABSTRACT

The development of the unmanned aircraft market is hindered by the regulatory deficiencies of this aviation segment. This fully applies to the most important aspect of the activity – flight safety management. In accordance with the Standards and Recommended Practices (SARPs) ICAO and the Air Legislation of the Russian Federation, the availability of flight safety management systems (SMS) is mandatory for operators, developers and aircraft manufacturers, as well as for aircraft engines and propellers. However, this requirement does not fully apply to organizations involved in design, manufacture and operation of unmanned aircraft systems (UAS). At the same time, UAS use in various spheres of economic activities is associated with significant and diverse risks for manned aircraft, as well as vehicles, people and important infrastructure facilities on the ground. The article analyzes the current situation with the regulatory framework with relation to SMS development and implementation in the unmanned aviation segment at the international and state level and the prospects of its improvement. Based on experience, the most major methodological issues while SMS developing and implementing in various entities-aviation services providers are related to the selection, implementation and application of methods for safety risk management techniques, which have significant features for UAS operation. Considering anticipated adoption of SMS requirements in the near future, some innovative practices in this area of activity about aviation safety risk management for such entities have been reviewed.

Key words: unmanned aircraft systems (UAS), unmanned aircraft (UA), safety risk management.

REFERENCES

1. **Zgirovskaya, E.D.** (2020). *Bespilotnaya aviatsiya: chto zhdet rynek, i chto rynek zhdet* [Unmanned aviation: what the market is waiting for, and what will be with the market]. Krylya Rodiny, no. 11–12, pp. 10–15. (in Russian)

2. **Bhosale, S., Shelar, S., Anadkar, V., Pawar, S. and Sarange, S.** (2019). *Air Ambulance Drone (UAV)*. International Research Journal of Engineering and Technology, no. 6, pp. 152–154.
3. **Altawy, R. and Youssef, A.M.** (2016). *Security, privacy, and safety aspects of civilian drones: a survey*. ACM Transactions on Cyber-Physical Systems, vol. 1, no. 2. Article 7, 25 p. DOI: 10.1145/3001836
4. **Fetisov, V.S, Neugodnikova, L.M., Adamovskiy, V.V. and Krasnoperov, R.A.** (2014). *Bespilotnaya aviatsiya: terminologiya, klassifikatsiya, sovremennoye sostoyaniye* [Unmanned aviation. Terminology, classification, current state]. Ufa: FOTON, 127 p. (in Russian)
5. **Kostin, A.S.** (2019). *Klassifikatsiya grazhdanskikh bespilotnykh letatelnykh apparatov i sfery ikh primeneniya* [Classification of civil unmanned aerial vehicles and fields of their application]. System Analysis and Logistics, no. 1 (19), pp. 70–80. (in Russian)
6. **Shibaev, V.M., Apollonov, D.V., Ovsyannikov, M.O. and Efimova, I.E.** (2019). *Forming airworthiness requirements for unmanned aviation systems*. Problemy bezopasnosti poletov, no. 8, pp. 3–12. (in Russian)
7. **Eliseev, B.P.** (2021). *Pilotov dlya «bespilotnikov» gotovyat v MGTU GA* [Pilots for drones are being trained at the MSTUCA]. Aviasoyuz, no. 1 (84), pp. 18–19. (in Russian)
8. **Zubkov, B.V. and Sharov, V.D.** (2010). *Teoriya i praktika opredeleniya riskov v aviapredpriyatiyakh pri razrabotke sistemy upravleniya bezopasnostyu poletov: Monografiya* [Theory and practice of determining risks in aviation enterprises in the safety management system development: Monograph]. Moscow: MSTUCA, 196 p. (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, pp. 49–61. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-49-61 (in Russian)
10. **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. Available at: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/400/8/082021> (accessed: 21.02.2021).

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

Boris P. Eliseev, Doctor of Law, Professor, Rector, Moscow State Technical University of Civil Aviation, b.eliseev@mstuca.aero.

Pavel M. Polyakov, Senior Lecturer, Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, p.polyakov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию
Принята в печать

17.02.2021
20.05.2021

Received
Accepted for publication

17.02.2021
20.05.2021

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: 623.746.-519

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-57-70

**ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ СКЛОНЕНИЯ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ
ОБЛИКА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
С ВЕРТИКАЛЬНЫМ СТАРТОМ**

А.В. ВИНДЕКЕР^{1,2}

¹ Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

Рассмотрена задача выбора рациональной системы склонения из числа альтернативных вариантов на этапе формирования облика беспилотного летательного аппарата (БЛА) с вертикальным стартом. В настоящее время вертикальный старт находит все более широкое применение для беспилотных летательных аппаратов класса «поверхность – воздух», рассматриваемых в настоящей работе. Характерным начальным участком траектории таких беспилотных летательных аппаратов является склонение до требуемого углового положения за короткий промежуток времени. Для осуществления процесса склонения БЛА требуется создание относительно больших управляющих моментов. Склонение БЛА класса «поверхность – воздух» реализуется посредством моментного газодинамического управления двумя основными способами – в применении системы управления вектором тяги основного реактивного двигателя БЛА или использовании специальных дополнительных газодинамических устройств. Альтернативными вариантами систем склонения при решении рассматриваемой задачи являются: система управления вектором тяги с газовыми рулями, размещаемыми в сопле двигателя БЛА или сразу за его срезом на специальных пилонах; импульсная двигательная установка, создающая момент склонения БЛА посредством реактивных струй микродвигателей, включаемых по специальному алгоритму. При сравнительном анализе систем склонения критерием правильности выбора способа склонения являлась реализуемая ближняя граница зоны поражения. В качестве критерия выбора рационального варианта системы склонения принят минимум массы проектируемого БЛА. Приведены основные соотношения для расчета главных проектных параметров рассматриваемых систем склонения. Выполнен расчет параметров облика гипотетического БЛА класса «поверхность – воздух» средней дальности с альтернативными системами склонения. Проведен сравнительный анализ полученных результатов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), система склонения, газодинамические устройства, газовый руль, импульсная двигательная установка, альтернативные варианты.

ВВЕДЕНИЕ

Вертикальный старт традиционно используется для баллистических ракет и ракет-носителей, обеспечивающих вывод в космическое пространство разнообразной полезной нагрузки. В настоящее время вертикальный старт находит все более широкое применение и для беспилотных летательных аппаратов (БЛА) других классов, в том числе и БЛА класса «поверхность – воздух», рассматриваемых в настоящей работе [1–8]. Характерным начальным участком траектории таких беспилотных летательных аппаратов является склонение до требуемого угло-

вого положения за короткий промежуток времени. Для осуществления процесса склонения БЛА требуется создание относительно больших управляющих моментов.

Склонение современных БЛА класса «поверхность – воздух» реализуется посредством моментного газодинамического управления двумя основными способами. Первый состоит в применении системы управления вектором тяги (СУВТ) основного реактивного двигателя БЛА, второй – в использовании специальных дополнительных газодинамических устройств.

Проблемам разработки систем газодинамического управления, вопросам исследования происходящих в них газодинамических процессов посвящены работы [9–23]. Анализ работ в данной области свидетельствует, что, несмотря на достигнутый уровень исследований, актуальным остается в первую очередь рассмотрение вопросов, связанных с исследованием способов склонения на начальных этапах проектирования БЛА с вертикальным стартом при формировании его облика.

Облик БЛА – это концептуальная характеристика летательного аппарата, отражающая его схему, общий вид, структуру, принципы устройства и функционирования [1]. Выбор облика БЛА – это первый этап, на котором решается широкий спектр задач проектирования управления. Одной из важных задач для БЛА с вертикальным стартом является выбор способа склонения, то есть выбор способа создания сил и моментов на участке склонения. Выбор способа склонения в свою очередь связан с выбором устройства, осуществляющего склонение БЛА, и определением его основного энергетического параметра – значения управляющей силы и ее механизма создания. На втором этапе технического проектирования осуществляется выбор структурной схемы системы управления и детальное математическое моделирование участка склонения для уточнения и подтверждения технических решений, принятых на этапе выбора облика БЛА.

Рассматриваемые в настоящей работе вопросы имеют отношение к решению задач, связанных с анализом альтернативных вариантов способов и реализующих их систем склонения на первом этапе технического проектирования БЛА при формировании его облика.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассматриваются два альтернативных варианта системы склонения БЛА с вертикальным стартом:

- система управления вектором тяги основного двигателя с использованием газовых рулей (ГР);
- специальное газодинамическое устройство в виде импульсной двигательной установки (ИДУ).

Предварительный анализ рассматриваемых систем склонения показывает следующее.

Возможность управления БЛА во всех трех каналах, в том числе по крену, является преимуществом СУВТ. При реализации этой системы могут использоваться газовые рули, ось вращения которых размещают в сопле двигателя БЛА или сразу за его срезом (рис. 1).

Недостатками управления БЛА при отклонении струи двигателя являются большой радиус поворота траектории вследствие ускорения БЛА на участке его склонения, потери осевой тяги двигателя за счет находящихся в реактивной струе ГР. Еще один существенный недостаток – быстрое обгорание ГР вследствие интенсивного кинетического и теплового воздействия газов на конструкцию ГР.

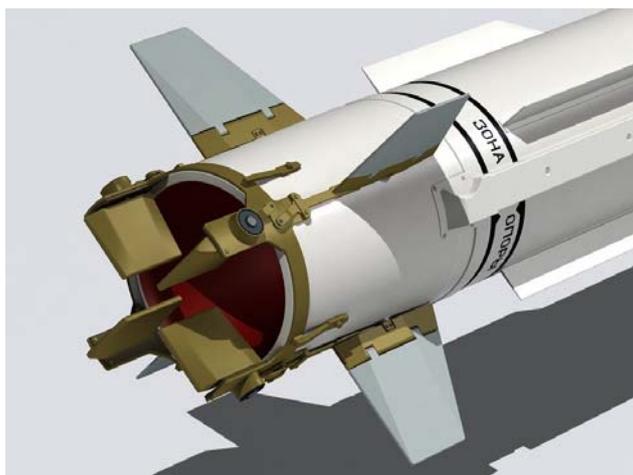


Рис. 1. Блок газовых рулей
Fig. 1. The gas rudder unit

Импульсная двигательная установка (рис. 2) позволяет решать задачи управления БЛА по траектории (в том числе и при неработающем двигателе). Это газодинамическое устройство обеспечивает создание необходимого момента склонения за счет реактивных струй микродвигателей, включаемых по специальному алгоритму. Разворот оси БЛА до запуска двигателя позволяет за наименьшее время измерить ориентацию траектории полета БЛА со стартового направления, обеспечиваемого системой пуска, до направления в точку встречи с целью. К недостаткам данной системы склонения следует отнести обязательное наличие дополнительного устройства для стабилизации БЛА по крену.



Рис. 2. Микродвигатели импульсной двигательной установки
Fig. 2. Micro-thrusters of the pulse propulsion system

Общепринятым критерием правильности выбора способа склонения БЛА является реализуемая ближняя граница зоны поражения. Наиболее сложные условия для склонения вертикально стартующего БЛА класса «поверхность – воздух» создаются при перехвате на ближней границе объекта, летящего на предельно малой высоте, равной 10–15 метрам. Основным требованием к проектируемой системе склонения при формировании облика таких БЛА на участке склонения являются обработка за заданное время заданных параметров траектории: высоты, дальности и угла наклона траектории.

Для оценки ближней границы зоны поражения, реализуемой БЛА после окончания участка склонения, используются кинематические соотношения для начального и обрабатываемого промахов.

Начальный промах, появляющийся к моменту начала наведения – h_0 , определяется отклонением вектора скорости БЛА в конце участка разворота t_2 от направления в точку встречи с объектом [2]:

$$h_0 = (\theta(t_2) + \Delta\theta)\Delta r + (y(t_2) - y_{ц}) = (\theta(t_2) + \Delta\theta)(r_{6,r} - x(t_2)) + (y(t_2) - y_{ц}), \quad (1)$$

где $r_{6,r}$ – дальность до ближней границы, м:

$$r_{6,r} = x(t_2) + V_x(t_2)t_H, \quad (2)$$

где t_H – длительность участка наведения, с:

$$t_H = t_B - t_2, \quad (3)$$

где t_B – время полета БЛА до встречи с объектом; $y_{ц}$ – высота полета низколетящего объекта; $x(t_2)$, $y(t_2)$, $\theta(t_2)$ – параметры траектории БЛА в конце участка разворота: дальность, высота, угол наклона траектории соответственно; $V_x(t_2)$ – горизонтальная проекция вектора скорости БЛА в конце участка разворота; $\Delta\theta = 0,03 \times (\vartheta_1 - \vartheta_k)$ – разброс углового положения вектора скорости БЛА в конце участка разворота.

После начала наведения БЛА с предельно допустимой боковой перегрузкой обрабатывает начальный промах. Условием встречи с объектом на ближней границе является своевременная обработка начального промаха h_0 по меньшей мере за $\Delta t = (0,8 \div 1)$ с до точки встречи.

Для разворота оси корпуса БЛА необходимо создать управляющий момент как произведение управляющей силы, создаваемой системой склонения, на ее плечо $l_{упр}$ (расстояние от точки приложения силы до центра масс):

$$M_{упр} = P_{упр} \cdot l_{упр}. \quad (4)$$

Максимальная управляющая сила, необходимая для разворота продольной оси корпуса БЛА, определяется выражением

$$P_{упр} = \frac{I_z \cdot \dot{\omega}_m}{l_{упр}}, \quad (5)$$

где I_z – момент инерции БЛА относительно поперечной оси; $\dot{\omega}_m$ – максимальное угловое ускорение БЛА, создаваемое при соответствующих максимальных управляющих воздействиях устройств газодинамического управления.

Расчет параметров ГР. Газовый руль представляет собой профилированную пластину, которая закрепляется на оси и консольно устанавливается в газовом потоке. Основным расчетным параметром ГР является его площадь $S_{г.р.}$, необходимая для создания потребной величины управляющей силы $P_{упр}$ [14]. На начальном этапе проектирования площадь руля, в зависимости от потребной величины управляющей силы, определяют на основе экспериментальных данных, в частности моделированием опытных образцов в смоделированном газовом потоке.

Для нахождения доли управляющей силы, создаваемой ГР от тяги основного двигателя, необходимо определить величину этой тяги. Зная секундный расход топлива и удельный импульс тяги, можно найти значение основного двигателя:

$$P = \mu_{\text{сек}} \cdot I_{\text{уд}} \cdot m_0, \quad (6)$$

где $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс тяги (определяется из баллистического проектирования); m_0 – стартовая масса БЛА; $\mu_{\text{сек}}$ – секундный расход топлива, который приближенно определяется по формуле

$$\mu_{\text{сек}} = \frac{\mu_m}{\tau_{\text{дв}}}, \quad (7)$$

где μ_m – относительная масса топлива; $\tau_{\text{дв}}$ – время работы двигателя.

Тогда относительная доля максимальной управляющей силы, создаваемой парой ГР, определится в виде

$$\bar{P}_{\text{г.р.}} = \frac{P_{\text{упр}}}{P}. \quad (8)$$

Потребную площадь ГР определяют, как правило, экспериментальным путем, в частности моделированием опытных образцов в смоделированном газовом потоке.

По результатам продувок для обеспечения требуемой величины относительного управляющего усилия $\bar{P}_{\text{г.р.}}$ определяется величина относительной площади ГР:

$$\bar{S}_{\text{г.р.}} = 3,33 \cdot \bar{P}_{\text{г.р.}} \quad (9)$$

Для наиболее распространенной компоновки ГР в раструбе сопла эта зависимость практически линейна и имеет вид

$$\bar{S}_{\text{г.р.}} = \frac{S_{\text{г.р.}}}{F_a}, \quad (10)$$

где $S_{\text{г.р.}}$ – площадь поверхности ГР; F_a – площадь среза сопла.

Зная величину относительной площади ГР, задавшись его средней относительной толщиной и плотностью материала, можно рассчитать массу ГР.

Расчет необходимого количества ИДУ на участкеклонения БЛА. Импульсная двигательная установка реализуется в виде ракетных твердотопливных микродвигателей, размещаемых радиальными рядами по корпусу ракеты вдали от центра масс. Каждый единичный импульсный двигатель (ИД) создает тягу, равную управляющей силе. Способ включения микродвигателей определяется в зависимости от команды управления алгоритмом включения.

Граничными условиями разворота продольной оси корпуса БЛА являются начальные значения угла тангажа (ϑ_0) и угловой скорости (ω_0), а также конечные значения угла тангажа (ϑ_1), то есть ориентации продольной оси БЛА по окончании разворота. При этом конечное значение угловой скорости тангажа принимается равным нулю, то есть $\omega_k = 0$.

Ниже приведены соотношения для определения числа импульсных двигателей, необходимых для обеспечения заданного режима склонения.

Угловая скорость разворота БЛА по тангажу, создаваемая единичным ИД [2]:

$$\omega_1 = \frac{P_1 \cdot l_{\text{упр}}}{I_z} \cdot \tau_{\text{дв1}}, \quad (11)$$

где P_1 – тяга единичного импульсного двигателя (ИД); $\tau_{\text{дв1}}$ – среднее время работы единичного ИД.

Угловая скорость разворота БЛА по тангажу на требуемый угол склонения:

$$\omega = \frac{(\vartheta_1 - \vartheta_0) + \omega_0 \cdot \frac{\tau_{\text{дв1}}}{2}}{T_1 - \tau_{\text{дв1}}}, \quad (12)$$

где ϑ_0 – угол тангажа БЛА в момент начала склонения; ϑ_1 – угол тангажа БЛА в момент окончания склонения; ω_0 – угловая скорость БЛА в момент начала склонения; T_1 – суммарное время разворота продольной оси БЛА на угол склонения ($\vartheta_0 - \vartheta_1$).

Количество одновременно включаемых ИД, требуемых для создания угловой скорости разворота оси корпуса БЛА:

$$n_1 = E \left\lfloor \frac{\omega - \omega_0}{\omega_1} \right\rfloor + 1, \quad (13)$$

где E – символ целого числа.

Количество одновременно включаемых ИД, требуемых для торможения угловой скорости БЛА:

$$n_2 = E \left\lfloor \frac{\omega}{\omega_1} \right\rfloor + 1. \quad (14)$$

Общее количество используемых ИД:

$$N = n_1 + n_2. \quad (15)$$

Число колец в ИДУ:

$$n_{\text{кол}} = E \left(\frac{N}{n_{\text{дук}}} \right) + 1, \quad (16)$$

где $n_{\text{дук}}$ – количество двигателей в одном кольце.

Общее количество ИД с учетом конструктивной коррекции:

$$N_n = n_{\text{кол}} \cdot n_{\text{дук}}. \quad (17)$$

Масса конструкции ИДУ (без топлива) может быть представлена в виде суммы масс единичных ИД и массы силовой конструкции.

Масса топлива единичного ИД определяется через его секундный расход и время работы.

Для определения характерных качеств и оптимального выбора между системами склонения необходимо выполнить предварительный расчет двух систем и провести сравнительный анализ.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассмотрим пример решения задачи сравнительного анализа альтернативных вариантов систем склонения БЛА при формировании его облика. В качестве систем склонения будем рассматривать СУВТ, реализуемую с помощью ГР, и специальное газодинамическое устройство в виде ИДУ.

В качестве БЛА выберем гипотетический БЛА класса «поверхность – воздух» средней дальности и скоростями полета 3–4 Маха. БЛА выполнен по нормальной аэродинамической схеме, имеет основной двигатель – ракетный двигатель твердого топлива. Основные характеристики БЛА приведены в табл. 1.

В качестве критерия выбора рационального варианта системы склонения примем минимум массы проектируемого БЛА.

Таблица 1
Table 1

Тактико-технические характеристики БЛА
Tactical and technical characteristics of the UAV

Характеристика	Значение
Дальность [м]	80000
Диапазон высот [м]	0–20000
Масса аппаратуры [кг]	100
Масса полезной нагрузки (БЧ) [кг]	70
Стартовая масса ЛА [кг]	700
Угол тангажа БЛА в момент начала склонения [°]	115
Угол тангажа БЛА после окончания склонения [°]	0
Время склонения продольной оси БЛА [с]	1

Сравниваемые БЛА предназначены для выполнения одной и той же целевой задачи, имеют одинаковые тактико-технические характеристики, полезную нагрузку, основное бортовое оборудование, двигательную установку (ДУ) и применяемые конструкционные материалы. Применяемые конструкционные материалы при формировании задания: титан, сталь, алюминий, жаропрочные материалы.

Отличаются БЛА компоновкой и массой. Отличия компоновки объясняются особенностями газодинамической системы склонения.

На БЛА-1 (рис. 3) ГР рули можно разместить только в хвостовом отсеке, так как ГР отклоняют газовый поток, образованный вследствие горения топлива ДУ, который истекает из сопла хвостового отсека, что приводит к отклонению вектора тяги и развороту. После участка склонения ГР сбрасываются.

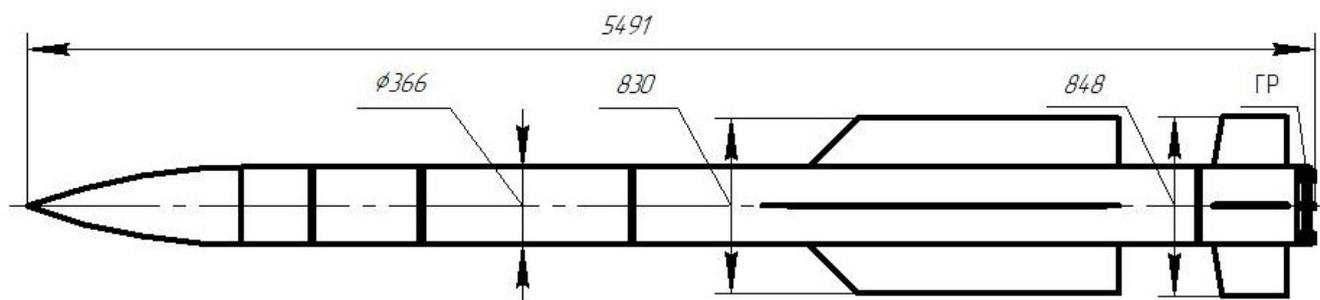


Рис. 3. Аэродинамическая компоновка БЛА-1
Fig. 3. The aerodynamic layout of the UAV-1

В свою очередь на БЛА-2 (рис. 4) ИДУ рекомендуется расположить в передней части БЛА в виду плотности компоновки хвостового отсека. В хвостовом отсеке недостаточно места для размещения ИДУ, из-за находящихся там органов аэродинамического рулевого управления и размещенного газоваода основного двигателя, который ограничивает пространство для размещения данной системы склонения.

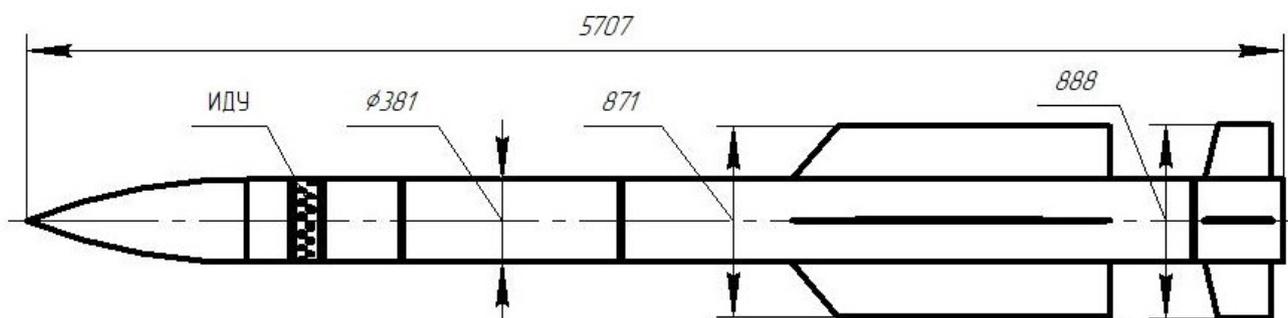


Рис. 4. Аэродинамическая компоновка БЛА-2
Fig. 4. The aerodynamic layout of the UAV-2

Расчет параметров облика летательных аппаратов (ЛА) с рассматриваемыми альтернативными системами склонения выполнялся в программной среде САПР ЛА [4, 24–26]. Математическое и программное обеспечение САПР ЛА позволяет решать задачи формирования облика беспилотных летательных аппаратов различных классов, в том числе рассматриваемого в настоящей работе вертикально стартующего БЛА класса «поверхность – воздух». В САПР ЛА реализованы алгоритмы баллистического и массово-геометрического проектирования БЛА, включающие как алгоритмы расчета массы и геометрии БЛА в целом, так и алгоритмы расчета его отдельных подсистем, в частности, применительно к рассматриваемому типу БЛА алгоритмы расчета массы исследуемых систем склонения.

Основные параметры сравниваемых БЛА представлены табл. 2. БЛА-1 и БЛА-2 отличаются массой и геометрическими размерами. Отличия в массах вариантов облика рассматриваемого БЛА обусловлено в основном различной массой альтернативных систем склонения, а также дополнительным расходом топлива основного двигателя при склонении.

Таблица 2
Table 2

Полученные параметры БЛА
Obtained parameters of the UAV

Параметр	БЛА-1	БЛА-2
Расстояние [м]	79654	79959,6
Стартовая масса ЛА [кг]	618	685,7
Угловая скорость БЛА в момент начала скло- нения [рад/с]	0,875	–
Расстояние от носового обтекателя [м]	5,437	2,376
Управляющая сила, необходимая для разворо- та БЛА [Н]	1275,026	3436,175 (12 ИД)
Диаметр корпуса БЛА [м]	0,366	0,380
Длина корпуса [м]	5,491	5,707
Масса системы склонения [кг]	5,9908	14,256

Параметры траектории при подлете БЛА к конечной точке приведены в табл. 3.

Таблица 3
Table 3

Параметры траектории БЛА
Trajectory parameters of the UAV

БЛА	T [с]	X [м]	H [м]	Θ [°]	V [м/с]
БЛА-1	90,2	79654,0	20207,1	8,0	754,6
БЛА-2	90,2	79959,6	20227,6	8,0	762,3

В табл. 1: T – время полета; X – расстояние от точки пуска; H – высота полета; Θ – угол тангажа; V – скорость при подлете к цели.

Сравнение полученных обликов БЛА с альтернативными системами склонения (БЛА-1 и БЛА-2) показывает, что вариант склонения с ГР является рациональным ввиду меньшей массы и геометрических характеристик БЛА-1. Однако ГР, находящиеся в реактивной струе, уменьшают тягу основного двигателя во время разворота БЛА, о чем свидетельствует более низкая конечная скорость БЛА при подлете к конечной точке.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача выбора рациональной системы склонения из числа альтернативных вариантов на этапе формирования облика БЛА класса «поверхность – воздух» с вертикальным стартом. Альтернативными вариантами систем склонения при решении данной задачи являются:

- система управления вектором тяги с газовыми рулями, размещаемыми в сопле двигателя БЛА или сразу за его срезом на специальных пилонах;
- импульсная двигательная установка, создающая момент склонения БЛА посредством реактивных струй микродвигателей, включаемых по специальному алгоритму.

Приведены основные соотношения для расчета главных проектных параметров рассматриваемых систем склонения.

При сравнительном анализе систем склонения критерием правильности выбора способа склонения являлась реализуемая ближняя граница зоны поражения. В качестве критерия выбора рационального варианта системы склонения принят минимум массы проектируемого БЛА.

Выполнен расчет параметров облика гипотетического БЛА класса «поверхность – воздух» средней дальности с альтернативными системами склонения. Проведен сравнительный анализ полученных результатов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Афанасьев П.П.** Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / П.П. Афанасьев, И.С. Голубев, С.Б. Левочкин, В.Н. Новиков, С.Г. Парафесь, М.Д. Пестов, И.К. Туркин; под ред. И.С. Голубева, И.К. Туркина. М.: Изд-во МАИ, 2010. 654 с.
2. **Архангельский И.И.** Проектирование зенитных управляемых ракет / И.И. Архангельский, П.П. Афанасьев, Е.Г. Болотов, И.С. Голубев, С.Б. Левочкин, А.М. Матвеев, В.Я. Мизрохи, В.Н. Новиков, С.Н. Остапенко, В.Г. Светлов; под ред. И.С. Голубева, В.Г. Светлова. М.: Экслибрис-Пресс, 2013. 764 с.
3. **Светлов В.Г., Архангельский И.И., Мизрохи В.Я.** и др. Современные способы газодинамического управления определяют облик ЗУР нового поколения // Техника воздушного флота. 1998. № 1. С. 49–56.
4. **Петраш В.Я., Коваленко А.И.** Расчет параметров и характеристик летательных аппаратов с устройствами газодинамического управления: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2003. 93 с.
5. **Мизрохи В.Я.** Проектирование управления зенитных ракет. М.: Экслибрис-Пресс, 2010. 252 с.
6. **Панкратов О.Н., Чабанов В.А.** Методы и технические устройства наведения современных ракет класса «воздух – воздух» // Авиационные системы. 2018. № 5. С. 35–39.
7. **Tekin R.** Design, modeling, guidance and control of a vertical launch surface to air missile. Master's thesis, Middle East Technical University, September 2010. 153 p.
8. **Zhandildinova K.M., Moldabekov A.K.** Ummanned aerial vehicle control with a wing circulation system // Вестник Академии гражданской авиации. 2020. № 1 (16). С. 33–37.
9. **Дунаев В.А., Никитин В.А., Столбовской В.Н.** Исследование влияния формы газового руля на величину потерь тяги в процессе работы РДТТ методом математического моделирования // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2011. № 2. С. 68–74.
10. **Столбовской В.Н.** Исследование влияния конструктивных параметров газового руля РДТТ и угла его поворота на потери тяги и управляющие усилия // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2011. № 2. С. 75–81.
11. **Шестаков И.А., Федотов А.Ю., Шушков А.А.** Математическое моделирование системы управления атмосферного летательного аппарата // Математическое моделирование в естественных науках. 2014. Т. 1. С. 307–309.
12. **Тимаров А.Г., Ефремов А.Н., Бульбович Р.В.** Численное моделирование влияния уноса газовых рулей на управляющие усилия // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2016. № 3. С. 47–51.
13. **Тимаров А.Г., Ефремов А.Н., Бульбович Р.В.** Некоторые вопросы расчетного определения управляющих усилий от газовых рулей ракетного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 48. С. 35–42. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.04

14. Виндекер А.В., Парафесь С.Г. Выбор конструкционного материала и внешней геометрии газового руля системы склонения беспилотного летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 1. С. 67–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-67-76

15. Яковлев Г.А., Масальцева Е.К. Моделирование траектории полета ракеты с вертикальным пуском // Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов. 2018. № 17. С. 393–402.

16. Chen Q. Comparison of different k- ϵ models for indoor air flow computations // Numerical Heat Transfer, Part B: Fundamentals. 1995. Vol. 28, iss. 3. Pp. 353–369. DOI: 10.1080/10407799508928838

17. Lin C.L., Lin Y.P., Wang T.L. A fuzzy guidance law for vertical launch interceptors // Control Engineering Practice. 2009. Vol. 17, no. 8. Pp. 914–923. DOI: 10.1016/j.conengprac.2009.02.008

18. Tekin R., Atesoglu O., Leblebicioglu K. Modeling and vertical launch analysis of an aero-and thrust vector controlled surface to air missile // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-7639

19. Murty C., Rao M.S., Chakraborty D. Numerical simulation of nozzle flow field with jet-vane based thrust vector control // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering. 2010. Vol. 224, iss. 5. Pp. 541–548. DOI: 10.1243/09544100JAERO677

20. Tekin R., Atesoglu O., Leblebicioglu K. Flight control algorithms for a vertical launch air defense missile // Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control, 2013. Pp. 73–84. DOI: 10.1007/978-3-642-38253-6_6

21. Murty C., Chakraborty D. Numerical characterisation of jet-vane based thrust vector control systems // Defence Science Journal. 2015. Vol. 65, no. 4. Pp. 261–264. DOI: 10.14429/dsj.65.7960

22. Du W., Zhou H., Chen W. Trajectory optimization for agile-turn of vertically launched missile // 2016 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2016. Pp. 2110–2115. DOI: 10.1109/ICMA.2016.7558892

23. Yogesh M., Hari Rao A.N. Solid particle erosion response of fiber and particulate filled polymer based hybrid composites: a review // Journal of Engineering Research and Applications. 2016. Vol. 6, iss. 1 (part – 4). Pp. 25–39.

24. Петраш В.Я. Методы и модели автоматизированного проектирования летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2007. 92 с.

25. Петраш В.Я. Особенности автоматизированного проектирования беспилотных летательных аппаратов с аэрогазодинамическим управлением. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. 95 с.

26. Петраш В.Я. Баллистическое и массово-геометрическое проектирование беспилотных ЛА в учебной САПР. М.: Изд-во МАИ, 2020. 100 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Виндекер Александр Викторович, инженер Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), jaguarrus90@mail.ru.

STUDY OF DECLINATION METHODS WHILE FORMING THE APPEARANCE OF THE SURFACE-TO-AIR UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH A VERTICAL START

Alexander V. Vindeker^{1,2}

¹ *Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia*
² *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

ABSTRACT

The problem of choosing a rational declination system from alternative variants at the stage of forming the appearance of an unmanned aerial vehicle (UAV) with a vertical launch is considered. Currently, the vertical launch is becoming more widely used for surface-to-air unmanned aerial vehicles, which are considered in this paper. A characteristic initial part of the trajectory of such unmanned aerial vehicles is the declination to the required angular position over a short period of time. The UAV declination process requires the generation of relatively large control moments. Declination of surface-to-air UAVs is implemented by means of moment gas-dynamic control with two main methods – by using the thrust vector control system of the UAV main jet engine or by using special additional gas-dynamic devices. The alternative variants of declination systems for solving the problem under consideration are:

– a thrust vector control system with gas rudders installed in the UAV engine nozzle or just behind its cut-off on special pylons;
– a pulse propulsion system that creates the UAV declination moment by means of jets of micro-thrusters, which are activated by a special algorithm.

In the comparative analysis of declination systems, the criterion for choosing the correct method of declination was the actual near border of the affected zone. The mass minimum of the projected UAV is accepted as the criterion for choosing a rational variant of the declination system. The main relations for calculating the main design parameters of the considered declination systems are given. The appearance parameters of the hypothetical surface-to-air UAV of medium range with alternative declination systems were calculated. A comparative analysis of the results obtained was carried out.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), declination system, gas-dynamic devices, gas rudder, pulse propulsion system, alternative variants.

REFERENCES

1. Afanasev, P.P., Golubev, I.S., Levochkin, S.B., Novikov, V.N., Parafes, S.G., Pestov, M.D. and Turkin, I.K. (2010). *Bespilotnyye letatelnyye apparaty. Osnovy ustroystva i funktsionirovaniya* [Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of structure and functioning], in Golubev I.S., Turkin I.K. (Eds.). Moscow, Izdatelstvo MAI, 654 p. (in Russian)
2. Arhangel'skij, I.I., Afanasev, P.P., Bolotov, E.G., Golubev, I.S., Levochkin, S.B., Matveenko, A.M., Mizrohi, V.Ya., Novikov, V.N., Ostapenko, S.N. and Svetlov, V.G. (2013). *Proyektirovaniye zenitnykh upravlyaemykh raket* [Design of anti-aircraft guided missiles], in Golubev I.S., Svetlov V.G. Moscow: Ekslibris-Press, 764 p. (in Russian)
3. Svetlov, V.G., Arhangel'skij, I.I., Mizrokhi, V.Ya. and others (1998). *Sovremennyye sposoby gazodinamicheskogo upravleniya opredelyayut oblik ZUR novogo pokoleniya* [Modern methods of gas dynamic control determine the appearance of a new generation anti-aircraft guided missile]. *Tekhnika vozdushnogo flota*, no. 1. pp. 49–56. (in Russian)
4. Petrash, V.Ya. and Kovalenko, A.I. (2003). *Raschet parametrov i kharakteristik letatelnykh apparatov s ustroystvami gazodinamicheskogo upravleniya* [Calculation of parameters and characteristics of an aircraft with gas-dynamic control devices]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 93 p. (in Russian)
5. Mizrokhi, V.Ya. (2010). *Proektirovaniye upravleniya zenitnykh raket* [Designing anti-aircraft missiles control]. Moscow: Ekslibris-Press, 252 p. (in Russian)

6. **Pankratov, O.N. and Chabanov, V.A.** (2018). *Metody i tekhnicheskiye ustroystva navedeniya sovremennykh raket klassa «vozdukh – vozdukh»* [Methods and technical guidance devices for modern air-to-air missiles]. *Aviatsionnyye sistemy*, no. 5, pp. 35–39. (in Russian)
7. **Tekin, R.** (2010). *Design, modeling, guidance and control of a vertical launch surface to air missile*. Master's thesis, Middle East Technical University, 153 p.
8. **Zhandildinova, K.M. and Moldabekov, A.K.** (2020). *Ummanned aerial vehicle control with a wing circulation system*. *Bulletin of the Academy of Civil Aviation*, no. 1 (16). pp. 33–37.
9. **Dunaev, V.A., Nikitin, V.A. and Stolbovskoy, V.N.** (2011). *The research of the gas rudder form influence on draught losses size in the course of firm fuel rocket engine work by means of mathematical modeling*. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskiye nauki*, no. 2, pp. 68–74. (in Russian)
10. **Stolbovskoy, V.N.** (2011). *The research of the gas rudder data influence of firm fuel rocket engine and its turn angle on draught losses and operating effort*. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskiye nauki*, no. 2, pp. 75–81. (in Russian)
11. **Shestakov, I.A., Fedotov, A.Yu. and Shushkov, A.A.** (2014). *Matematicheskoye modelirovaniye sistemy upravleniya atmosfernogo letatel'nogo apparata* [Mathematical modeling of the atmospheric aircraft control system]. *Matematicheskoye modelirovanie v estestvennykh naukakh*, vol. 1, pp. 307–309. (in Russian)
12. **Timarov, A.G., Efremov, A.N. and Bulbovich, R.V.** (2016). *Numerical simulation of jet vane carry-over effect on steering effort*. *Journal of "Almaz-Antey" Air and Space Defence Corporation*, no. 3, pp. 47–51. (in Russian)
13. **Timarov, A.G., Efremov, A.N. and Bulbovich, R.V.** (2017). *Some issues of calculation of steering efforts of rocket motor jet vanes*. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, no. 48, pp. 35–42. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.04 (in Russian)
14. **Vindeker, A.V. and Parafes, S.G.** (2018). *Choice of structural material and external gas rudder geometry of declination system of unmanned aerial vehicle*. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 1, pp. 67–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-67-76 (in Russian)
15. **Yakovlev, G.A. and Masaltseva, E.M.** (2018). *Modeling the flight course of vertical launching rockets*. *Tekhnika XXI veka glazami molodykh uchenykh i spetsialistov*, no. 17, pp. 393–402. (in Russian)
16. **Chen, Q.** (1995). *Comparison of different k - ϵ models for indoor air flow computations*. *Numerical Heat Transfer, Part B: Fundamentals*, vol. 28, issue 3, pp. 353–369. DOI: 10.1080/10407799508928838
17. **Lin, C.L., Lin, Y.P. and Wang, T.L.** (2009). *A fuzzy guidance law for vertical launch interceptors*. *Control Engineering Practice*, vol. 17, no. 8, pp. 914–923. DOI: 10.1016/j.conengprac.2009.02.008
18. **Tekin, R., Atesoglu, O. and Leblebicioglu, K.** (2010). *Modeling and vertical launch analysis of an aero- and thrust vector controlled surface to air missile*. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. DOI: 10.2514/6.2010-7639
19. **Murty, C., Rao, M.S. and Chakraborty, D.** (2010). *Numerical simulation of nozzle flow field with jet-vane based thrust vector control*. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, vol. 224, issue 5, pp. 541–548. DOI: 10.1243/09544100JAERO677
20. **Tekin, R., Atesoglu, O. and Leblebicioglu, K.** (2013). *Flight control algorithms for a vertical launch air defense missile*. *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*, pp. 73–84. DOI: 10.1007/978-3-642-38253-6_6

21. Murty, C. and Chakraborty, D. (2015). *Numerical characterisation of jet-vane based thrust vector control systems*. Defence Science Journal, vol. 65, no. 4, pp. 261–264. DOI: 10.14429/dsj.65.7960

22. Du, W., Zhou, H. and Chen, W. (2016). *Trajectory optimization for agile-turn of vertically launched missile*. 2016 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, pp. 2110–2115. DOI: 10.1109/ICMA.2016.7558892

23. Yogesh, M. and Hari Rao, A.N. (2016). *Solid particle erosion response of fiber and particulate filled polymer based hybrid composites: a review*. Journal of Engineering Research and Applications, vol. 6, issue 1, (part–4), pp. 25–39.

24. Petrash, V.Ya. (2007). *Metody i modeli avtomatizirovannogo proektirovaniya letatelnykh apparatov* [Methods and models of computer-aided design of aircraft]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 92 p. (in Russian)

25. Petrash, V.Ya. (2009). *Osobennosti avtomatizirovannogo proektirovaniya bespilotnykh letatelnykh apparatov s aerogazodinamicheskim upravleniyem* [Features of computer-aided design of unmanned aerial vehicles with aerogasodynamic control]. Moscow: Izdatelstvo MAI-PRINT, 95 p. (in Russian)

26. Petrash, V.Ya. (2020). *Ballisticheskoye i massovo-geometricheskoye proektirovaniye bespilotnykh LA v uchebnoy SAPR* [Ballistic and mass-geometric design of unmanned aircraft in training CAD]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 100 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Alexander V. Vindeker, Engineer of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Post-graduate Student of Moscow Aviation Institute (National Research University), jaguarrus90@mail.ru.

Поступила в редакцию 25.05.2020
Принята в печать 20.05.2021

Received 25.05.2020
Accepted for publication 20.05.2021

УДК 629.7.023

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-3-71-80

СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ И СЛОИСТЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ

В.Е. СТРИЖИУС¹

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

Известно, что многие исследователи механических свойств слоистых композитов утверждают, что по сравнению с традиционными конструкционными металлами и сплавами композиты имеют серьезные преимущества, связанные в основном с высокими удельными характеристиками статической и усталостной прочности. Следует отметить, что обоснованное представление о преимуществах характеристик прочности композитов имеет особое значение для элементов авиаконструкций, для которых крайне важным вопросом является обеспечение безопасности эксплуатации. К сожалению, по крайней мере в вопросе о характеристиках сопротивления усталости, такое обоснованное представление до сих пор не сформировано, что оставляет без ответа целый ряд вопросов, касающихся применения слоистых композитов в авиаконструкциях. Представлена методика и пример сравнения усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из современного алюминиевого авиационного сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW. Отмечено значительное преимущество усталостной долговечности углепластика по сравнению с алюминиевым сплавом при комнатной температуре. Выделен ряд факторов, по результатам учета которых отмеченное преимущество может быть в значительной степени нивелировано. К таким факторам отнесены прежде всего следующие: влияние температуры и влажности и снижение характеристик сопротивления усталости слоистых композитов после ударных повреждений. Представлены результаты сравнения характеристик сопротивления усталости рассматриваемых образцов с учетом влияния перечисленных факторов. Отмечено, что проведенное сравнение выполнено с использованием экспериментальных данных для рассматриваемых образцов при циклическом нагружении с постоянными амплитудами, при нерегулярном нагружении результаты сравнения могут быть несколько иными. Тем не менее очевидно, что подобное сравнение вызывает определенный интерес и необходимо при формировании окончательных выводов о преимуществах (или их отсутствии) характеристик сопротивления усталости углепластиков над алюминиевыми сплавами.

Ключевые слова: алюминиевый сплав, слоистый углепластик, образцы со свободным отверстием, усталостная долговечность, влияние температуры и влажности, ударные повреждения.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что в настоящее время современные полимерные композиционные материалы (ПКМ) находят все большее применение в основных силовых элементах конструкций. Многие исследователи механических свойств ПКМ считают, что по сравнению с традиционными конструкционными металлами и сплавами композиты имеют серьезные преимущества, связанные в основном с высокими удельными характеристиками статической и усталостной прочности.

Особое значение имеет формирование четкого представления о преимуществах характеристик прочности ПКМ для элементов авиаконструкций, для которых крайне важным вопросом является обеспечение безопасности эксплуатации. К сожалению, по крайней мере в вопросе характеристик сопротивления усталости, такое четкое представление до сих пор не сформировано, что оставляет без ответа целый ряд вопросов, касающихся применения ПКМ в авиаконструкциях.

В настоящей статье представлены методика и пример сравнения характеристик сопротивления усталости углепластика AS4-PW 10/80/10 с алюминиевым сплавом 1163Т7 (плита, $t = 20\text{--}40$ мм).

Сравнение характеристик сопротивления усталости выполнено как по данным, полученным при комнатной температуре, так и с учетом ряда факторов, влияющих на характеристики сопротивления усталости, прежде всего углепластиков.

Сделан ряд важных выводов о результатах такого сравнения.

МЕТОДИКА СРАВНЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ

Основные положения использованной методики сравнения характеристик сопротивления усталости алюминиевых сплавов и слоистых композитов можно представить следующим образом.

1. Сравнение проводится на базе оценки характеристик сопротивления усталости образцов со свободными отверстиями. Предполагается, что свободные отверстия в образцах являются типичными представителями достаточно широкого круга концентраторов напряжений в элементах авиаконструкций.

2. Оценка характеристик сопротивления усталости образцов со свободными отверстиями выполняется с использованием кривых усталости при симметричном цикле нагружения ($R = -1$).

3. В качестве объектов сравнения выбраны образцы со свободными отверстиями из углепластика AS4-PW 10/80/10 и из алюминиевого сплава 1163Т7 (плита, $t = 20-40$ мм). Выбор углепластика и сплава обусловлен следующими соображениями. Углепластик AS4-PW 10/80/10 является известным зарубежным слоистым ПКМ, для которого в зарубежных источниках можно найти достаточно большой объем экспериментальных данных по характеристикам сопротивления усталости нескольких типов образцов при различных режимах циклического нагружения. Сплав 1163Т7 (плита, $t = 20-40$ мм) является одним из лучших (по характеристикам сопротивления усталости и трещиностойкости) отечественным авиационным алюминиевым сплавом, из которого изготавливаются нижние панели металлических крыльев современных отечественных самолетов транспортной категории.

4. Сравнение характеристик сопротивления усталости выполнено как по данным, полученным при комнатной температуре, так и с учетом ряда факторов, влияющих на характеристики сопротивления усталости, прежде всего углепластиков.

СРАВНЕНИЕ КРИВЫХ УСТАЛОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА AS4-PW И ИЗ СПЛАВА 1163Т7 ПРИ КОМНАТНОЙ ТЕМПЕРАТУРЕ

На рис. 1 приведены кривые усталости для стандартных образцов со свободными отверстиями из сплава 1163Т7 (плита, $t = 20-40$ мм) и из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10. Кривые усталости получены следующим образом.

1. Кривая усталости стандартных образцов со свободными отверстиями из сплава 1163Т7 при комнатной температуре получена по результатам обработки данных из Справочника¹ и может быть представлена уравнением

$$N \cdot (\sigma_a^{R=-1})^{7,69} = 10^{20,72}, \quad (1)$$

где $\sigma_a^{R=-1}$ – амплитуда напряжений симметричного цикла, МПа;

N – усталостная долговечность образцов до появления усталостной трещины.

2. Кривые усталости стандартных образцов со свободными отверстиями из ламината углепластика AS4-PW при комнатной температуре и различных значениях асимметрии циклического нагружения R получены по результатам обработки данных работы [1] для режима *RTA* (*Room Temperature Ambient – Комнатная температура окружающей среды*) и могут быть представлены в форме уравнения Менделла (*Mandell*) [2–3]

¹ Расчетные значения характеристик авиационных металлических конструкционных материалов. Справочник. Выпуск 1. ОАК, Москва. 2009.

$$\sigma_{\max} = a + b \cdot \lg N, \quad (2)$$

где σ_{\max} – максимальное напряжение цикла;

N – усталостная долговечность образцов до появления усталостного повреждения;

a и b – параметры уравнения.

В частности, кривая усталости рассматриваемых образцов для симметричного цикла нагружения может быть представлена уравнением

$$\sigma_a^{R=-1} = 277,57 - 29,243 \times \lg N \quad (3)$$

или в нормализованном виде

$$\sigma_a^{R=-1} / |\sigma_{UCS}| = 1 - 0,105 \times \lg N, \quad (4)$$

где $|\sigma_{UCS}| = 277,57$ МПа – предел прочности образцов на сжатие.

Следует отметить, что уравнение кривой усталости (4) практически совпадает с уравнением нормализованной кривой усталости для слоистых композитов, которое можно получить, используя данные работ [2–4]:

$$\sigma_a^{R=-1} / |\sigma_{UCS}| = 1 - 0,11 \times \lg N.$$

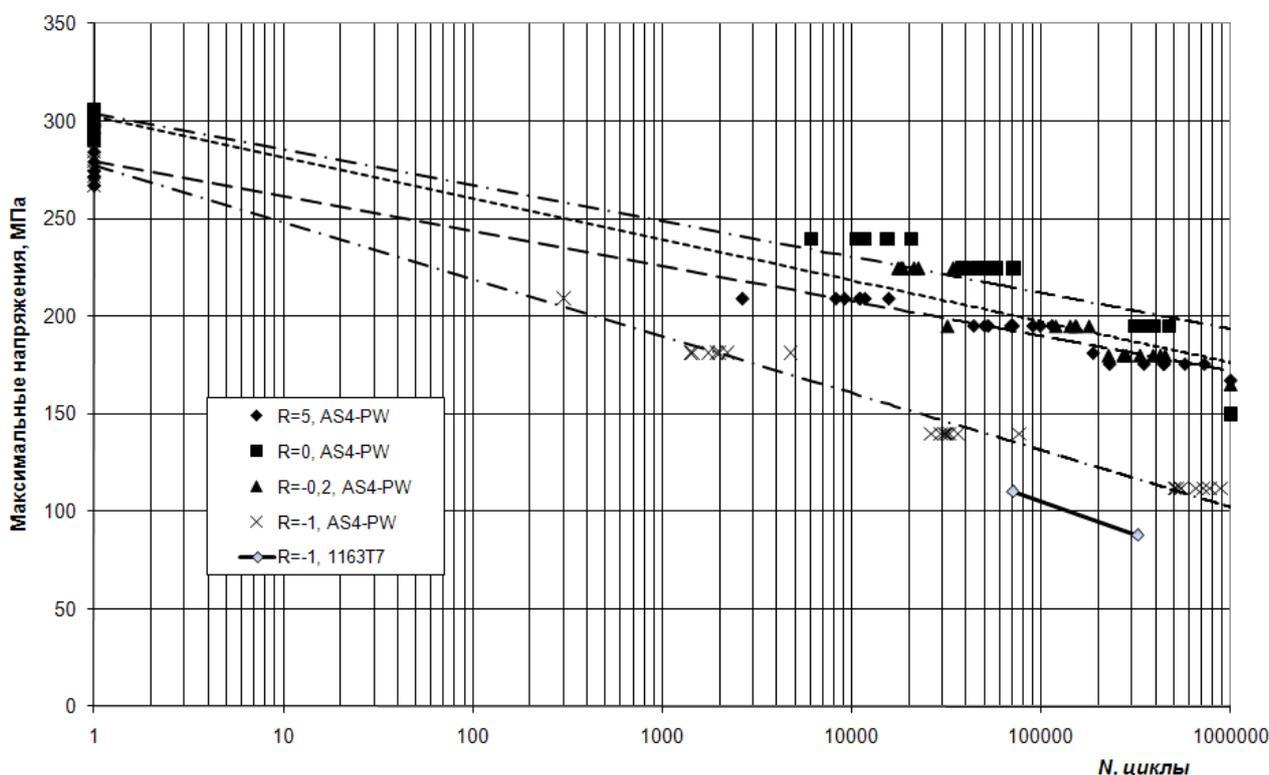


Рис. 1. Кривые усталости для образцов со свободным отверстием из сплава 1163T7 и из ламината углепластика AS4-PW

Fig. 1. S-N curves for the specimens with the open hole of 1163T7 alloy and AS4-PW carbon laminate

По результатам сравнения представленных на рис. 1 кривых усталости можно сделать следующие выводы.

1. Уравнения кривых усталости образцов из сплава 1163Т7 и образцов из углепластика AS4-PW имеют разные математические выражения и разные диапазоны напряжений, учитываемых при построении кривых усталости. Следует особо отметить, что первой точкой на кривой усталости образцов из слоистых ПКМ (в том числе, образцов из углепластика AS4-PW) является точка, характеризующая статическую прочность ПКМ. При построении кривых усталости для образцов из металлических сплавов, в том числе образцов из алюминиевого сплава 1163Т7, не принято рассматривать и учитывать точки, характеризующие статическую прочность металлических сплавов, а также точки с высоким уровнем действующих напряжений.

2. Сравнивая кривые усталости образцов из углепластика AS4-PW с различной асимметрией циклического нагружения, можно сделать вывод, что кривая усталости (3) для симметричного цикла нагружения ($R = -1$) является наиболее консервативной. Именно эта кривая должна сравниваться с кривой усталости (1) для образцов из сплава 1163Т7. Можно отметить, что в диапазоне действующих напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 90 \div 110$ МПа усталостная долговечность образцов со свободным отверстием из рассматриваемого углепластика выше усталостной долговечности аналогичных образцов из алюминиевого сплава 1163Т7. Так, при уровне напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа усталостная долговечность образцов из углепластика составляет величину $N_{RTA} = 537400$ циклов. При том же уровне напряжений усталостная долговечность образцов из сплава 1163Т7 составляет величину $N_{RTA_AL} = 71000$ циклов, что ниже усталостной долговечности образцов из углепластика примерно в 7,6 раза.

Однако известно, что существует ряд факторов, по результатам учета которых отмеченное выше преимущество характеристик сопротивления усталости образцов из углепластика может быть в значительной степени нивелировано. К таким факторам прежде всего следует отнести влияние параметров окружающей среды (температуры и влажности), а также снижение характеристик сопротивления усталости слоистых композитов после ударных повреждений.

Следует отметить, что для металлических элементов авиаконструкций влияние перечисленных факторов на усталость считается незначительным и практически не исследуется.

СРАВНЕНИЕ КРИВЫХ УСТАЛОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА AS4-PW И ИЗ СПЛАВА 1163Т7 С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ НА УСТАЛОСТЬ ПАРАМЕТРОВ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ И УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ

На рис. 2 в дополнение к кривым усталости, описанным уравнениями (1) и (3), представлены кривые усталости для образцов со свободными отверстиями из ламината углепластика AS4-PW с учетом влияния на усталость параметров окружающей среды и ударных повреждений.

Учет влияния параметров окружающей среды. Кривая усталости, демонстрирующая влияние параметров окружающей среды, получена следующим образом.

1. По результатам анализа данных работы [1] для углепластика AS4-PW может быть получено соотношение

$$\sigma_{UCS_ETW} / \sigma_{UCS} = 0,7,$$

где σ_{UCS_ETW} – предел прочности образцов на сжатие в режиме *ETW* (*Elevated Temperature Wet* – *Повышенная температура и влажность*).

Таким образом, можно определить значение σ_{UCS_ETW} для этого углепластика:

$$|\sigma_{UCS_ETW}| = 0,7 \cdot |\sigma_{UCS}| = 0,7 \cdot 277,57 = 194,30 \text{ МПа.}$$

2. Принимая допущение, что уравнение (3) можно взять за основу для определения параметров кривой усталости рассматриваемых образцов в режиме *ETW*, для этого режима можно получить уравнение

$$\sigma_a^{R=-1} = 194,30 - 20,479 \times \lg N. \quad (5)$$

Кривая усталости (5) представлена на рис. 2. С использованием этой кривой можно определить усталостную долговечность рассматриваемых образцов в режиме *ETW* при уровне напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$, она составляет величину $N_{ETW} = 13070$ циклов.

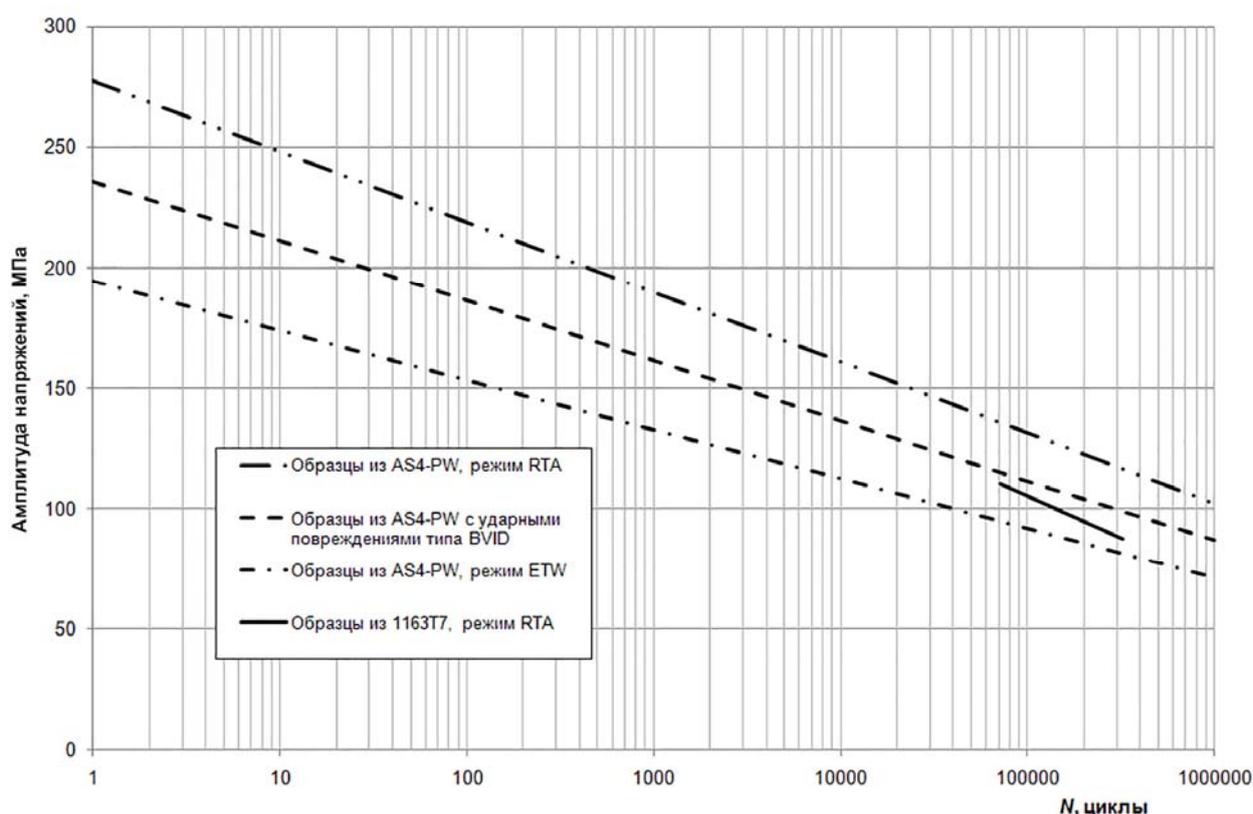


Рис. 2. Кривые усталости для образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW с учетом влияния различных факторов

Fig. 2. *S-N* curves for the specimens of 1163T7 alloy and AS4-PW carbon laminate considering effect of various factors

Учет снижения характеристик сопротивления усталости после ударных повреждений. Кривая усталости, демонстрирующая снижение характеристик усталости образцов из ламината углепластика AS4-PW, получена следующим образом.

1. По результатам анализа данных работы [1] для углепластика AS4-PW может быть получено соотношение

$$\sigma_{UCS_BVID} / \sigma_{UCS} = 0,85,$$

где σ_{UCS_BVID} – предел прочности на сжатие образцов с ударными повреждениями типа BVID (*Barely Visible Impact Damage – Едва видимые ударные повреждения*) [1].

Таким образом, можно определить значение σ_{UCS_BVID} для этого углепластика:

$$|\sigma_{UCS_BVID}| = 0,85 \cdot |\sigma_{UCS}| = 0,85 \cdot 277,57 = 235,93 \text{ МПа.}$$

2. Принимая допущение, что уравнение (3) можно взять за основу для определения параметров кривой усталости рассматриваемых образцов с ударными повреждениями типа BVID, для таких образцов можно получить уравнение

$$\sigma_a^{R=-1} = 235,93 - 24,867 \times \lg N. \quad (6)$$

Кривая усталости (6) также представлена на рис. 2. С использованием этой кривой можно определить усталостную долговечность рассматриваемых образцов с ударными повреждениями типа BVID при уровне напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$, она составляет величину $N_{BVID} = 115900$ циклов.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

На рис. 3 и в табл. 1–2 представлены результаты сравнения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW при уровне симметричных напряжений $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$ с учетом влияния рассмотренных выше факторов.

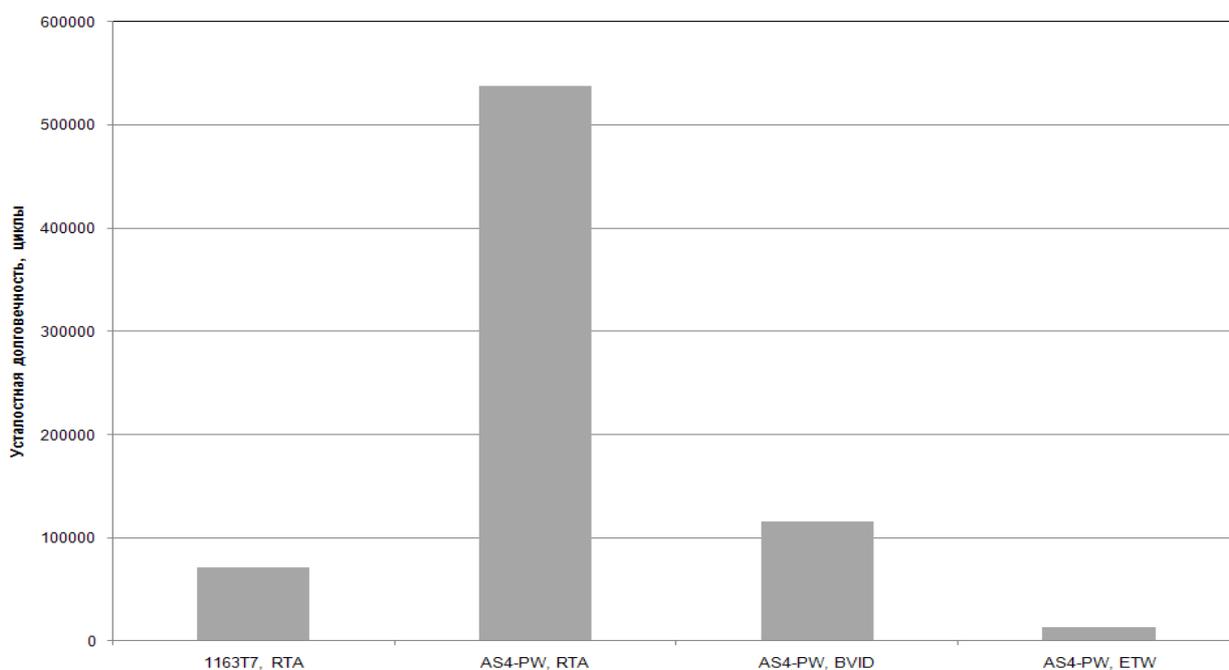


Рис. 3. Результаты сравнения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW при $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$

Fig. 3. Results of comparison of the fatigue lives of the specimens of 1163T7 alloy and AS4-PW carbon laminate at $\sigma_a^{R=-1} = 110 \text{ МПа}$

Таблица 1
Table 1

Результаты оценки усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7
и из ламината углепластика AS4-PW при $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа
Evaluation results of the fatigue lives of the specimens of 1163Т7 alloy
and AS4-PW carbon laminate at $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа

N_{RTA_AL} , 1163Т7, цик- лы	N_{RTA} , AS4-PW, циклы	N_{ETW} , AS4-PW, циклы	N_{BVID} , AS4-PW, циклы
71000	537400	13070	115900

Таблица 2
Table 2

Результаты сравнения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7
и из ламината углепластика AS4-PW при $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа
Comparison results of the fatigue lives of the specimens of 1163Т7 alloy
and AS4-PW carbon laminate at $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа

N_{RTA} / N_{RTA_AL}	N_{ETW} / N_{RTA_AL}	N_{BVID} / N_{RTA_AL}
7,6	0,18	1,6

По результатам анализа данных рис. 1–3, табл. 1–2 можно сделать следующие выводы.

1. Преимущество характеристик сопротивления усталости образцов со свободными отверстиями из углепластика AS4-PW над образцами из алюминиевого сплава 1163Т7 не выглядит однозначным и зависит как от параметров циклического нагружения (коэффициента асимметрии, уровня нагружения), так и от наличия и учета ряда факторов, значительно влияющих на усталость, прежде всего углепластика. Очевидно, что при сравнении характеристик сопротивления усталости рассмотренных образцов из углепластика и из алюминиевого сплава следует тщательно анализировать эти факторы и учитывать их влияние.

2. Наиболее неблагоприятным фактором, снижающим характеристики сопротивления усталости образцов из углепластика AS4-PW, следует признать повышенную температуру и влажность. Следует особо отметить, что при оценках влияния этого фактора на усталостную долговечность рассматриваемых образцов следует особенно тщательно оценивать вклад повреждаемости n_{ETW} / N_{ETW} в общую повреждаемость образцов при нагружении каким-либо спектром нагружения.

3. Проведенное сравнение усталостных долговечностей рассмотренных образцов из углепластика AS4-PW и образцов из алюминиевого сплава 1163Т7 выполнено по результатам усталостных испытаний образцов при регулярном циклическом нагружении с постоянными амплитудами. Очевидно, что при нерегулярном нагружении (нагружении с переменными амплитудами) процедура сравнения будет намного сложнее. Подобная процедура должна включать как приведение циклов с различной асимметрией к эквивалентным циклам с использованием диаграмм постоянной усталостной долговечности (такое приведение может быть выполнено с использованием данных работ [5–9]), так и использование при

оценках специальных гипотез суммирования усталостных повреждений при сложном нерегулярном нагружении слоистых ПКМ (в качестве таких гипотез могут быть использованы гипотезы, представленные в работе [10]). Несмотря на сложность процедуры, подобное сравнение необходимо при формировании окончательных выводов о преимуществах (или их отсутствии) характеристик сопротивления усталости углепластиков над алюминиевыми сплавами.

ВЫВОДЫ

Представлены результаты сравнения усталостной долговечности образцов со свободным отверстием из современного алюминиевого авиационного сплава 1163Т7 (плита, $t = 20\text{--}40$ мм) и из ламината углепластика AS4-PW 10/80/10 ($t = 8,84$ мм) для режима *RTA* (*Room Temperature Ambient – Комнатная температура окружающей среды*). Отмечено достаточно значительное преимущество характеристик сопротивления усталости углепластика по сравнению с алюминиевым сплавом.

Выделены факторы, по результатам учета которых отмеченное преимущество может быть в значительной степени нивелировано. К таким факторам отнесены: влияние температуры и влажности и снижение характеристик сопротивления усталости слоистых композитов после ударных повреждений.

Представлены результаты сравнения усталостной долговечности рассматриваемых образцов с учетом влияния на усталость выделенных факторов. Сделан вывод, что наиболее неблагоприятным фактором, снижающим характеристики сопротивления усталости образцов из углепластика, следует признать повышенную температуру и влажность. Результаты сравнения усталостных долговечностей рассматриваемых образцов с учетом влияния повышенной температуры и влажности при $\sigma_a^{R=-1} = 110$ МПа показали значительное ухудшение соотношения усталостных долговечностей образцов из сплава 1163Т7 и из ламината углепластика AS4-PW: $N_{ETW_AS4-PW} / N_{RTA_1163T7} = 0,18$.

Отмечено, что при оценках влияния повышенной температуры и влажности на усталостную долговечность образцов из ламината углепластика AS4-PW при нагружении каким-либо спектром нагружения следует особенно тщательно оценивать вклад повреждаемости n_{ETW} / N_{ETW} в общую повреждаемость образцов.

Результаты представленного примера сравнения усталостных долговечностей образцов из углепластика AS4-PW и из алюминиевого сплава 1163Т7 не могут быть распространены на все типы углепластиков и алюминиевых сплавов. Для сравнения характеристик сопротивления усталости образцов из других типов углепластиков и других типов алюминиевых сплавов необходимо проведение специального дополнительного анализа.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Tomblin J., Seneviratne W. Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors // Report DOT/FAA/AR-10/6, June 2011. 155 p.
2. Mandell J.F. Fatigue behaviour of fibre-resin composites. In Developments in Reinforced Plastics 2 / Ed. by G. Pritchard. London: Applied Science Publishers, 1982. Pp. 67–107.
3. Burhan I., Kim H.S. S-N curve models for composite materials characterisation: an evaluative review // Journal of Composites Science. 2018. Vol. 2, iss. 3. DOI: 10.3390/JCS2030038
4. Стрижиус В.Е. Оценка усталостной долговечности слоистых композитов с использованием нормализованных кривых усталости // Материаловедение. Энергетика. 2020. Т. 26, № 3. С. 20–32. DOI: 10.18721/JEST.26302

5. **Kawai M., Itoh N.** A failure-mode based anisomorphic constant life diagram for a unidirectional carbon/epoxy laminate under off-axis fatigue loading at room temperature // *Journal of Composite Materials*. 2014. Vol. 48, iss. 5. Pp. 571–592. DOI: 10.1177/0021998313476324
6. **Kawai M., Yano K.** Anisomorphic constant fatigue life diagrams of constant probability of failure and prediction of P-S-N curves for unidirectional carbon/epoxy laminates // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2016. Vol. 83, part 2. Pp. 323–334. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005
7. **Kawai M., Yano K.** Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P-S-N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2016. Vol. 80. Pp. 244–258. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.10.021
8. **Broer A.** Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single S-N curve: Master of Science thesis. Delft University of Technology, 2018. 111 p.
9. **Buimovich Y., Elmalich D.** Examination of the KAWAI CLD method for fatigue life prediction of composites // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2–7 June 2019. Pp. 399–409.
10. **Strizhius V.** Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading // *Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*. Krakow, Poland, 2–7 June 2019. Pp. 423–431.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Стрижиус Виталий Ефимович, доктор технических наук, профессор кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национального исследовательского университета), vitaly.strizhius@gmail.com.

COMPARISON OF FATIGUE RESISTANCE CHARACTERISTICS OF ALUMINUM ALLOYS AND CARBON LAMINATES

Vitaly E. Strizhius¹

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

ABSTRACT

It is known that many researchers of the mechanical properties of layered composites claim that in comparison with traditional structural metals and alloys, composites have serious advantages, mainly associated with high specific characteristics of static and fatigue strength. It should be noted that a well-founded idea of the advantages of composites strength characteristics is of particular importance for the elements of aircraft structures, taking into consideration an extremely important issue of operation safety. Unfortunately, at least, such a reasonable conception with respect to fatigue resistance characteristics has not been formed yet, consequently, a number of points concerning application of laminated composites in aircraft structures remain unanswered. The article presents a method and an example of comparing the fatigue life of the specimens with the open hole made of modern aluminum aviation alloy 1163T7 and carbon laminate AS4-PW. An obvious advantage of fatigue life of carbon composite materials compared to aluminum alloy at room temperature is noted. On the basis of a number of significant factors to be considered, the specified advantage can be largely diminished. First of all, these factors include the following: effect of temperature and humidity and degradation of the resistance characteristics of layered composites after impact damage. Taking into account the effect of the listed factors, the results of the comparison for the fatigue resistance characteristics of the specimens under consideration are presented. It is noted that the mentioned comparison was carried out using experimental data for the specimens considered under cyclic loading with constant amplitudes as well as under irregular loading, therefore, the comparison results may

be slightly different. Nevertheless, it is obvious that the similar comparison presents relevant interest and should be considered when drawing final conclusions about the advantages (or their absence) of the fatigue resistance characteristics of carbon laminates over aluminum alloys.

Key words: aluminum alloy, carbon laminate, specimens with the open hole, fatigue life, effect of temperature and humidity, impact damage.

REFERENCES

1. **Tomblin, J. and Seneviratne, W.** (2011). *Determining the fatigue life of composite aircraft structures using life and load-enhancement factors*. Report DOT/FAA/AR-10/6, 155 p.
2. **Mandell, J.F.** (1982). Fatigue behaviour of fibre-resin composites. In *Developments in Reinforced Plastics 2*. In Pritchard G. (Ed.). Applied Science Publishers, London, pp. 67–107.
3. **Burhan, I. and Kim, H.S.** (2018). *S-N curve models for composite materials characterisation: an evaluative review*. Journal of Composites Science, vol. 2, issue 3. DOI: 10.3390/JCS2030038
4. **Strizhius, V.E.** (2020). *Fatigue life prediction of laminated composites using normalized S-N data*. Materials Science. Power Engineering, vol. 26, no. 3, pp. 20–32. DOI: 10.18721/JEST.26302 (in Russian)
5. **Kawai, M. and Itoh, N.** (2014). *A failure-mode based anisomorphic constant life diagram for a unidirectional carbon/epoxy laminate under off-axis fatigue loading at room temperature*. Journal of Composite Materials, vol. 48, issue 5, pp. 571–592. DOI: 10.1177/0021998313476324
6. **Kawai, M. and Yano, K.** (2016). *Anisomorphic constant fatigue life diagrams of constant probability of failure and prediction of P-S-N curves for unidirectional carbon/epoxy laminates*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 83, part 2, pp. 323–334. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2015.11.005
7. **Kawai, M. and Yano, K.** (2016). *Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of P-S-N curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 80, pp. 244–258. DOI: 10.1016/j.compositesa.2015.10.021
8. **Broer, A.** (2018). *Fatigue life prediction of carbon fibre-reinforced epoxy laminates using a single s-n curve: Master of Science Thesis*. Delft University of Technology, 111 p.
9. **Buimovich, Y. and Elmalich, D.** (2019). *Examination of the KAWAI CLD method for fatigue life prediction of composites*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2–7 June 2019, pp. 399–409.
10. **Strizhius, V.** (2019). *Fatigue life prediction of CFRP laminate under quasi-random loading*. Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. Krakow, Poland, 2–7 June 2019, pp. 423–431.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Vitaly E. Strizhius, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft Engineering and Certification of Aeronautical Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), vitaly.strizhius@gmail.com.

Поступила в редакцию
Принята в печать

13.02.2021
20.05.2021

Received
Accepted for publication

13.02.2021
20.05.2021

ББК 05
Н 34
Св. план 2021

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 24, № 03, 2021
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 24, No. 03, 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 17.05.2021.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

10,25 усл. печ. л.

Заказ № 811 / 131

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