Том 22, № 05, 2019 ISSN 2079-0619
e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 22, No. 05, 2019

Издается с 1998 г.

Москва
2019

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, к. филос. н., доцент 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., 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;

Франко Персиани, PhD, директор Межведомственного Центра промышленных исследований в аэронавтике, Болонский университет, Болонья, Италия;

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

Владимир Немец, PhD, Факультет транспортных наук, Отделение воздушного транспорта, Чешский технический университет, Прага, Чешская Республика;

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

Сайт: http://avia.mstuca.ru E-mail: vestnik@mstuca.aero Тел.: +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, Candidate 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, State Research Institute of Civil Aviation, 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;

Franco Persiani, PhD, Director of Centre, University of Bologna, Bologna, Italy;

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

Vladimir Nemez, PhD, Faculty of Transportation Sciences, Department of Air Transport, Czech Technical University in Prague, Chech Republic;

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

Web-site: http://avia.mstuca.ru E-mail: vestnik@mstuca.aero

Редакционный совет

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТ

Bondarenko A.A., Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Chukalin A.V.
Mathematical modeling and the study of exchange processes in disperse boundary layer control actions 8
Skrypnik O.N., Nechaev E.E., Arefyeva N.G., Arefyev R.O.
Optimization of an aircraft flight trajectory in the GLONASS dynamic accuracy field 19
Степнова А.И., Степанов С.М., Борсоева В.В., Борсоев В.А.
Анализ эффективности программы совместной тренажерной подготовки авиадиспетчеров и пилотов 32

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Болелов Э.А.
Повышение оправдываемости метеопрогнозов по аэродрому путем комплексирования измерителей метеопараметров атмосферы 43
Грызин С.В.
Исследование влияния цифрового обмена в системе стабилизации беспилотного летательного аппарата на динамические характеристики рулевого привода 54
Грядунов К.И., Козлов А.Н., Самойленко В.М., Ардешири Ш.
Сравнительный анализ показателей качества авиационных керосинов, биотоплив и их смесей 67
Киселев М.А., Левицкий С.В., Подобедов В.А.
Безопасная посадка самолета с отказавшими двигателями в условиях ветра 76
Лебедев Г.Н., Малыгин В.Б.
Оценка возможности применения генетического алгоритма для оптимизации операций в аэропортах на основе принципов совместного принятия решений 85
Николаев С.В.
Методика расчета вероятности своевременного вылета летательного аппарата 94
Stukalov S.B., Stukalov D.S., Kondrikov V.I., Gavryushin R.S.
Electrooptical complex for terrain on-time survey 107

CONTENTS

TRANSPORT

Bondarenko A.A., Kovalnogov V.N., Fedorov R.V., Chukalin A.V.
Mathematical modeling and the study of exchange processes in disperse boundary layer control actions 8
Skrypnik O.N., Nechaev E.E., Arefyeva N.G., Arefyev R.O.
Optimization of an aircraft flight trajectory in the GLONASS dynamic accuracy field 19
Stepnova A.I., Stepanov S.M., Borsoeva V.V., Borsoev V.A.
Analysis of effectiveness of the program of joined air traffic controlles and pilotes training 32

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Bolelov E.A.
Increase success rate of weather forecasts for the airfield by integration of measurements of meteorological parameters of the atmosphere 43
Gryzin S.V.
The research of the influence of digital exchange in the stabilization system of the unmanned aerial vehicle on the dynamic characteristics of the steering actuator 54
Gryadunov K.I., Kozlov A.N., Samoylenko V.M., Ardeshiri S.
Comparative analysis of quality indicators of aviation kerosine, biofuels and their mixtures 67
Kiselev M.A., Levitsky S.V., Podobedov V.A.
Safe engine-out landing of a passenger plane under the wind conditions 76
Lebedev G.N., Malygin V.B.
Assessment of the application feasibility of the genetic algorithm for airports operations optimization based on the collaborative decision-making principles 85
Nikolaev S.V.
Aircraft timely departure probability technique calculation 94
Stukalov S.B., Stukalov D.S., Kondrikov V.I., Gavryushin R.S.
Electrooptical complex for terrain on-time survey 107

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

UDC 621.1.016+532.526
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-8-18

MATHEMATICAL MODELING AND THE STUDY OF EXCHANGE PROCESSES IN DISPERSE BOUNDARY LAYER CONTROL ACTIONS

A.A. BONDARENKO[1], V.N. KOVALNOGOV[2], R.V. FEDOROV[2], A.V. CHUKALIN[2]
[1]Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Chief Marshal of Aviation B.P. Bugaev, Ulyanovsk, Russia
[2]Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk, Russia

The work was supported by the scholarship of the President of the Russian Federation for the project № SP-2069.2018.1

A significant interest of researchers is attracted to the effective management and forecasting of exchange processes in the boundary layer, which are key for the implementation of effective and reliable equipment. Modeling of exchange processes occurring in a high-speed dispersed boundary layer with external influences is a very difficult task. Mathematical modeling allows us to develop reliable devices and engines for the fields of aircraft, energy, shipbuilding with minimal costs for its creation. Despite the interest of numerous groups of researchers around the scientific projects and a large number of works, the current theory of the boundary layer is imperfect. This may be due to several circumstances: firstly, the theory of single-phase turbulent flows of continuous media is far from being completed, secondly, turbulent flows with dispersed impurities in the form of particles greatly complicate the already intricate flow pattern. Interest in dispersed flows is particularly relevant due to the fact that almost all gas-dynamic flows contain a certain concentration of particles, and their impact can provoke significant changes in the structure of the boundary layer and affect the intensity of exchange processes. The article proposes a two-fluid mathematical model describing the motion of a high-speed dispersed boundary layer on a surface with hemispherical damping cavities. The use of hemispherical damping cavities allows to reduce turbulent exchange in the boundary layer, which makes it possible to control the intensity of metabolic processes. The possibility of a significant reduction of turbulent heat transfer and friction in the dispersed boundary layer is established. The proposed method of impact on the turbulent transport in the boundary layer will improve the equipment and installations, including GTU and GTE used in various industries of our country, such as energy, aircraft, shipbuilding.

Key words: turbulent transport, hemispherical damping cavities, mathematical modeling, boundary layer, heat transfer.

INTRODUCTION

The technical progress is based on the constant equipment efficiency and performance upgrade. The actual trend in efficiency raise is the management of exchange processes in the boundary layer. The management method uses the decrease in intensity of highly turbulent pulses in the boundary layer achieved due to turbulence energy damping in hemispheric damping cavities. The implementation of the method may also result in the boundary layer lamination, the reduction in heat-exchange, the decrease of vibration processes generation, and aerodynamic noise pollution decrease. The theoretical grounds being developed will allow to show the gas-dynamic conditions within dynamically unsteady boundary layer and to optimize the processes for particular technical devices and systems.

THE THEORETICAL GROUNDS AND RESEARCH METODS OF DISPERSED FLOWS

The research of dispersed flows with phase transitions is carried out at the research centers of the USA, the UK, Germany, Denmark, China, Japan, Israel and Russia. The theoretical development is intense for the aspects of heat and mass exchange and fluid and gas mechanics connected with the dispersed two-phase flows.

The developer of mathematical models and methods faces certain challenges. Firstly, numerous physical processes taking place in the dispersed flows have to be taken into consideration. Secondly, physical processes in conditions of high temperatures are not always indisputable, so the modelling methods developed may insufficiently adequate results. Thirdly, the model cannot be comprehensive, it has to have certain application boundaries and limits. Thus, the research supposes thorough analyses and accentuation on the most critical physical aspects for the problem solution.

At present, the active research on the dispersed flows has led to a significant knowledgebase. The paper [2] provides a review of both theoretic and experimental research on the turbulent dispersed flows around bodies of different shapes: sphere, cylinder, plates and cascaded airfoils. It has been proved that the presence of particles in the flow may cause significant erosive wear, gas dynamic spatter, icing, light emission increased heat exchange and overheating. Such phenomena, for instance, appear when aircraft are travelling through dust-filled atmosphere, also in case of powerplants in operation [5, 6, 7]. The basic phenomena in the context of dispersed flows are spotted in the boundary layer. They lead to the increased intensity of metabolic processes, vortex shedding and turbulent wake formation [8] In order to correctly assess the physical processes in the dispersed boundary layer it is necessary to consider the velocity distribution, the temperatures (non-isothermal condition), and the particle concentration depending on the flow field around the surface and the surface type. The papers [2, 9] classify the possible disperse flow field regimes using the Stokes number StK_f for the mean motion, which characterizes the velocity relaxation for gasses and particles in the vicinity of the boundary/wall [2]. The papers [10, 11] observe the influence of the particles on the boundary-layer drag and heat-exchange noticing the quality changes in metabolic processes depending on the particle concentration, size and flow angles.

According to the latest tendencies, the two-phase flow calculation contains the modeling of impulse, the mass and heat transfer for each of the phases, and also the modeling of phase interaction within the flow. The current two-phase flow mathematic models are divided into two classes: Euler (two-fluid) and Euler-Lagrange.

The theory and application of two-fluid model calculation is shown in research papers [1, 2, 12].

Two-fluid models have the advantage of using similar equations to describe the homogeneous and non-homogeneous flows thus enabling to solve the system of equations using one numerical approach and, as follows, to increase the timing efficiency of the modelling adequacy processing and check. The criticisms of such models are: the solution error resultant from the disperse phase approximation: the missing data of the motion of separate particles in the non-homogeneous flow; the cumbersome boundary conditions for non-homogeneous flows on the surfaces causing the flow restrictions. The advantage of Euler-Lagrange model is the detailed approach. The model takes into consideration the complete information about the environment, including the particle motion and their interaction in the vector flow with the known temperature field. The principal difficulties are connected with the specific turbulent nature of the motion: the interaction of the dispersed cluster particles with the external phase turbulent vortices and with one another as a result of the particle contact with the boundary/wall and setting on the wall; the influence of turbulent fluctuations on the phase transition speed; the back reaction of the particles on the turbulence [1]. Having analyzed both

approaches, we should acknowledge that the criticisms of the first class of models are the advantages of the second class of models, and vice versa.

The paper by L.I. Zaichik and V.M. Alipchenko studies the statistic theory and continual method of the modelling of hydrodynamics and heat-exchange in two-phase flows. The research thoroughly investigates the basic theoretical problems caused by the particle motion in the turbulent flows, the phenomenon of particle accumulation in the near-wall layer. The authors claim that statistic models can be used for effective accounting of the particle interaction with the small-scale vortices to determine the sub-grid turbulence within the large-scale vortex method.

Considering the challenges mentioned above, it is impossible to come to direct numerical method of solution for the system of differential equations. Making equations for the instant parameters is problematic for modeling of the dispersed flow turbulence. At the same time it is known that outer effects on the dispersed flow typical of gas turbine engines lead to a number of specific features of turbulent transfer, which as a matter of principle cannot be considered neither using a classical model of Prandtl "mixing length" model, nor the widely differential two-parameter *"k-e"* used turbulence model. To cope with the difficulties mentioned above it is necessary to develop the model which will adequately describe the motion and the heat-exchange of the dispersed flow in the boundary layer considering the outer effects.

To implement the model, it is essential to develop as an analytical kernel the two-fluid model of the boundary layer. The original mathematical model takes into consideration the inner sources of the heat and the amount of motion, and also the turbulent transfer in the boundary layer and the outer factors in action. Moreover, the immediate effect of the particles on the carrying medium will be considered by the boundary conditions and corresponding members, which are conditional to the particle impact.

The intermediate impact will be considered using the eddy diffusivities of momentum and heat.

The two-fluid model [4, 13], describing the high-speed boundary layer with outer impact, will be shown as differential equations:

The differential equation of motion:

$$\rho\left(\frac{\partial T}{\partial \tau}u\frac{\partial u}{\partial x}+\nu\frac{\partial u}{\partial y}\right)=\frac{\partial}{\partial y}\left[(\mu+\mu_T)\frac{\partial u}{\partial y}\right]-\frac{\partial p}{\partial x}; \quad (1)$$

The differential equation of energy:

$$\rho c_p\left(\frac{\partial u}{\partial \tau}+u\frac{\partial T}{\partial x}+\nu\frac{\partial T}{\partial y}\right)=\frac{\partial}{\partial y}\left[(\lambda+\lambda_T)\frac{\partial T}{\partial y}\right]+(\mu+\mu_T)\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)^2+u\frac{dp}{dx}+\frac{\partial p}{\partial \tau}; \quad (2)$$

The differential equation of continuity:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau}+\frac{\partial(\rho u)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v)}{\partial y}=0; \quad (3)$$

Pressure-volume relation

$$\rho=\frac{p}{RT}, \quad (4)$$

where T – temperature; τ – time; u, v – longitudinal velocity component, cross-stream velocity component; x, y –longitudinal and transverse coordinate; ρ – density; c_p – specific heat capacity at constant pressure; λ – code of heat conductivity; λ_T – eddy diffusivity of heat; μ – coefficient of dynamic viscosity ; μ_T – eddy diffusivity of momentum; q_v – internal heat source intensity value; s_v – eddy momentum flux intensity value; p – flow pressure; R – individual gas constant.

To solve the system of equations it is necessary to find the values of λ_T, μ_T, q_v, s_v.

The parameters which characterize the presence of the disperse phase in the boundary layer are considered through the thermal and aerodynamic particle influence [4]:

$$q_v = a(T_{sm} - T); s_v = b(u_{sm} - u), \tag{5}$$

where a and b are the complexes characterizing the particle parameters; T_{sm} – normal temperature distribution; u_{sm} – normal velocity distribution

$$a = \frac{6\alpha_s \rho_s}{\rho_в d_s} \tag{6}$$

$$b = \frac{0{,}75\rho_s \rho c_{fs} |u_s - u|}{\rho_в d_s} \tag{7}$$

where α_s,c_{fs} – unit surface conductance and dispersed medium condensed particle resistance coefficient; ρ_s – condensate phase density (the mass of condensed particles per the unit of the medium volume); $\rho_в$ – density of particle matter; u_s, T_s – particle velocity and temperature; d_s – particle diameter.

The complexes a and b are averaged within the boundary layer, as they encounter insignificant changes (at different iterations at the moment of clarification of the medium flow field), relative to q_v and s_v.

The profiles of temperature T_{sm} and velocity u_{sm} and the particles of the representative fraction in the sections of the boundary layer are determined using the equations [4]

$$u_{sm} = u_{sm\infty}\left[\varphi_u + (1-\varphi_u)\frac{u}{u_\infty}\right]; T_{sm} = T_{sm\infty}\left[\varphi_T + (1-\varphi_T)\frac{T}{T_\infty}\right] \tag{9}$$

where φ_u, φ_T – coefficients varied from 0 to1 and characterizing the particle diameter and cross travel speed. The more is the cross travel speed and its diameter, and the less is the boundary layer gauge, the bigger is the coefficient, and, accordingly, vice versa. The research conditions were $\varphi_u = \varphi_T = \varphi_s = 1$.

To find the value of the coefficients a, b, φ_u, φ_T the particle trajectory and parameters are calculated using the methods listed in [4].The methods suggested allow to estimate and calculate the boundary layer for the case of the high-speed dispersed flow around the surface. The most common disperse phase flows are the CO_2 (exhaust gas) flows. The sizes of small solid particles in the fluidized state, formed by the fuel combustion range from 10^{-8} to 10^{-6} depending on the fuel type, grade and the combustion process. The exhaust gases are seldom emitted into the

atmosphere, as they contain an enormous amount of heat energy. For different types of engines the exhaust gases are used for heating and inner and outer joints ice accretion prevention (compressor guide vanes, casing), in energy efficient gas turbine engines the exhaust gases are used for heat energy recuperation by passing the exhaust gas heat to the air which is later used for fuel combustion. Papers [15, 16] introduce the ways of heat regeneration and recuperation, and also the schemes of heat regeneration in aviation gas turbine engines. The analyses show that a significant part of the exhaust gas energy (kinetic and heat) is wasted before it reaches the areas of potential use. Thus, there is a task of methods development and research for maintaining the exhaust gases energy so that to increase the efficiency of their use.

For the conditions in question, the methods stated in [17] determine the thermophysical properties of CO_2

$$\frac{\mu}{\mu_0} = (T/T_0)^{0.717}; \quad \frac{c_p}{c_{p0}} = (T/T_0)^{0.939}; \quad \frac{\lambda}{\lambda_0} = (T/T_0)^{0.236} \tag{10}$$

One of the effective and perspective ways of the boundary layer influence is the use of semispherical damping cavities. (figure 1) The presence of damping cavities on the surface allows to reduce the turbulent-flow resistance and the heat-exchange of the solid body in flow. The outer impacts on the boundary layer, including the semispherical damping cavities impact may be expressed in terms of eddy diffusivity of momentum and eddy diffusivity of heat determined by means of the modified Prandtl “mixing length” model:

$$\lambda_T = \mu_T c_p/Pr; \quad \mu_T = pl^2\,\partial u/\partial y. \tag{11}$$

where Pr – Prantdl number; l – the mixing length, calculated as:

$$l = æy[1 - \exp(-\rho v_* y/26\mu]. \tag{12}$$

where æ – coefficient showing the intensity of the turbulent transfer in the boundary layer; v_* – dynamic speed.

The semispherical damping cavities will have the immediate influence on the coefficient æ, as they affect the intensity of the boundary layer transfer. The decreased intensity of the turbulent transfer occurs due to the turbulent vortices suppression in the semispherical damping cavities (figure 1).

To model the impact of semispherical damping cavities on the boundary layer in a broad band of gas-dynamic conditions, it is suggested that the coefficient expressed the intensity of the turbulent transfer momentum.

$$\frac{æ}{æ_0} = \frac{\sqrt{1 - 8.4 \cdot 10^5 A_v^* \overline{f^2} \exp(1-n)}}{1 + 21{,}4\dfrac{u_\infty\, du_\infty/dx}{u_0 (du/dy)_{y=0}}} \tag{13}$$

where A_v^* – empirical coefficient, which characterizes the impact of semispherical damping cavities depending on the cavity volume; $\bar{f}$ – perforation relative area; n – the number of perforation holes; u_0 – velocity scanning value; u_∞ – velocity at the boundary layer ceiling.

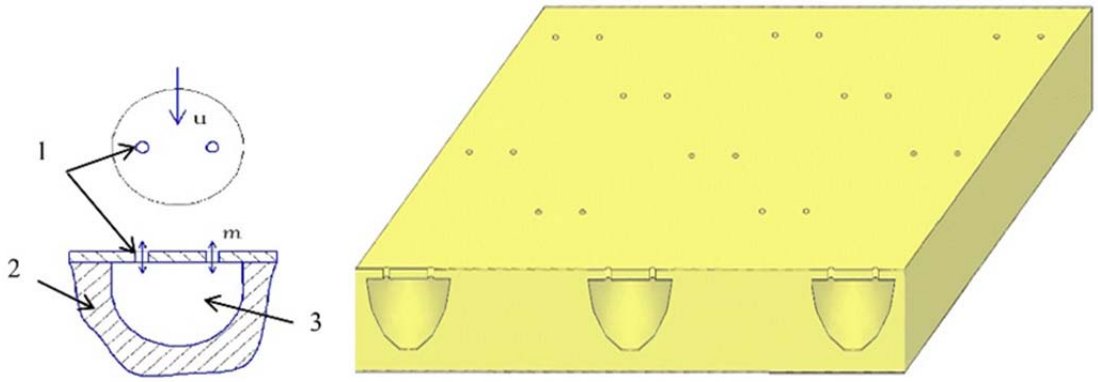


Fig. 1. Diagram of the damping cavity (a) and the damping surface (b) with two perforations, hemispherical form: 1 – perforations; 2 – wall; 3 – hemispherical damping cavity

The coefficient was determined using the approximation of the experiment data. The method of cubic/isometric approximation was used to get the coefficient with minimum error [18]. The empiric data on the reduced turbulent friction on the surface under the impact of semispherical damping cavities were used as approximating values [19].

THE RESULTS OF THE RESEARCH OF DISPERSED BOUNDARY LAYER ON THE SURFACE WITH SEMISPHERICAL DAMPING CAVITIES

To study the exchange processes and conditions of semispherical damping cavities impact the modelling has been carried out using the two-fluid modified mathematical model of high-speed dispersed boundary layer.

The experiment conditions: the flat surface in the dispersed flow without the inertial particle fallout $\varphi_u = 1$; $\varphi T = 1$; $\varphi s = 0$. The surface length given was 0.6 m. The semispherical damping cavities with the volume of 0.575 cm^3 , their contact with the flow was via two perforated holes Ø=0.8 mm, the relative perforation area on the surface $\bar{f} = 0.0012$; $u = 40$ m/s; $T = 640$ K; $R = 189$ J/º kg·K; the coefficient of particle aerodynamic impact G = $0.5 \cdot 10^{-6}$; G = $0.5 \cdot 10^{-8}$ (figure 2).

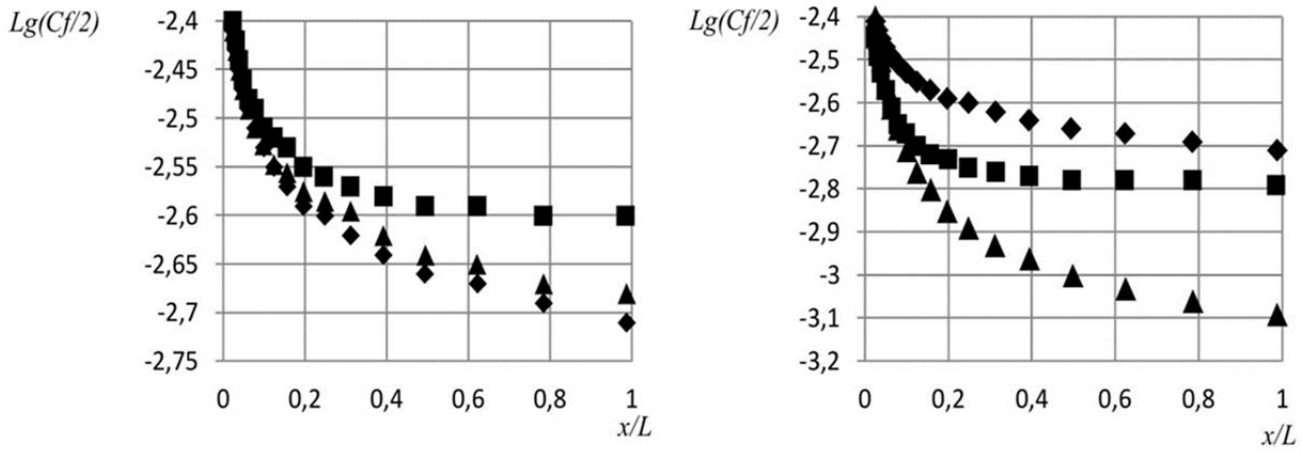


Fig. 2. Study of the coefficient of friction resistance in the boundary layer of the dispersed flow in the flow of smooth (a) and damping surface (b): ■ – aerodynamic coefficient of action of particles G = $0.5 \cdot 10^{-6}$; ▲ – aerodynamic coefficient of action of particles G = $0.5 \cdot 10^{-8}$; ♦ – pure gas flowing smooth surface

The presence of dispersed phase in the flow significantly increases its resistance, for the conditions in question, the resistance turbulent friction coefficient has increased by 2.7% at $G = 0.5 \cdot 10^{-8}$, and at particle impact $G = 0.5 \cdot 10^{-6}$ it increased by 9.8%. The impact of semispherical damping cavities on the boundary layer allows to reduce the turbulent friction significantly. With the impact of cavities the turbulent friction resistance coefficient is decreased by 3.1% at $G = 0.5 \cdot 10^{-6}$, and in case of the particle impact $G = 0.5 \cdot 10^{-8}$ the decrease reaches 17%.

Also, the research on heat loss of the turbulent dispersed flow for the smooth and damping surfaces has been carried out (figure 3).

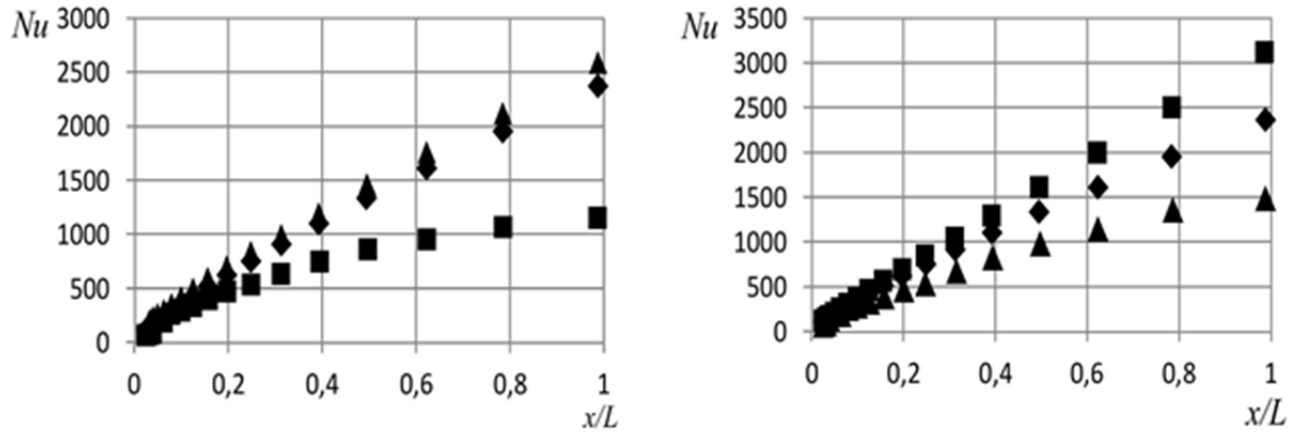


Fig. 3. The study of heat transfer in the boundary layer of a dispersed flow on a smooth (a) and damping (b) surface: ■ – aerodynamic coefficient of the impact of particles $G = 0.5 \cdot 10^{-8}$, with a flow around the damping surface; ▲ – aerodynamic coefficient of the impact of particles $G = 0.5 \cdot 10^{-8}$, when flowing around a smooth surface; ♦ – clean gas, when flowing smooth surface

Considering the results, it is worth mentioning that the use of cavities allows to reduce the heat loss on the surface, thus reducing the heat impact on the surface and the flow heat loss. The decrease of heat exchange in the dispersed boundary layer with the aerodynamic particle impact coefficient $G = 0.5 \cdot 10^{-8}$ reaches 24,3%, but in case of the particle impact coefficient increase to $G = 0.5 \cdot 10^{-6}$ the efficiency of the impact is significantly reduced and reaches 13.6%. Such decrease results from the increase in the boundary layer turbulence due to the aerodynamic impact of the particles.

The damping cavities allow to significantly reduce the resistance and the heat exchange on the surface, which makes their use appropriate in order to increase the device efficiency.

THE RESULTS ANALYSES AND CONCLUSION

The use of semispherical damping cavities leads to significant decrease in the turbulent transfer in the boundary layer, which allows to reduce the energy of turbulent vortices and to reduce the coefficient of turbulent friction Cf/Cf_0 by 17%. The decrease of heat exchange using cavities for loosely dusted flows reached Nu/Nu_0 24.3%, and for dusty flows the given value reached Nu/Nu_0 13.6%. The example of the effective application of semispherical damping cavities is the Patent of the Russian Federation №170277 “the combustion chamber of the gas turbine engine with laminaring panels” developed to enhance the aviation gas turbine engine efficiency. The outer case of the combustion chamber implies the laminaring panels with semispherical damping cavities which facilitate the turbulent transfer in the boundary layer. The mathematical model suggested allows to forecast the effectiveness of semispherical damping cavities application on the surfaces subjected to high-speed dispersed flows.

REFERENCES

1. Varaksin, A.Yu. (2003). *Turbulentnyye techeniya gaza s tverdymi chastitsami* [The Turbulent gas flows with solid particles]. Moscow: FIZMATLIT, 192 p. (in Russian)

2. Varaksin, A.Yu. (2018). *Gas-Solid Flows Past Bodies*. High Temperature, vol. 56, no. 2, pp. 275–295. DOI: 10.7868/S0040364418020175

3. Pakhomov, M.A. and Terekhov, V.I. (2016). *The effect of drop evaporation on gas turbulence and heat transfer for two-phase flow behind sudden pipe expansion.* High Temperature, vol. 54, no. 3, pp. 330–337. DOI: 10.7868/S0040364416030157

4. Kovalnogov, N.N. (1996). *Pogranichnyy sloy v potokakh s intensivnymi vozdeystviyami* [The boundary layer in streams with intense effects]. Ulyanovsk, 240 p. (in Russian)

5. Mikhatulin, D.S., Polezhayev, Yu.V. and Reviznikov, D.L. (2007). *Teploobmen i razrusheniye tel v sverkhzvukovom geterogennom potoke* [Heat transfer and destruction of bodies in supersonic heterogeneous flow]. Moscow: Yanus-K, 392 p. (in Russian)

6. Varaksin, A.Yu. (2017*). Teoriya i proyektirovaniye gazoturbinnykh i kombinirovannykh ustanovok* [Theory and design of gas turbines and combined installation]. Moscow: *Izd-vo MGTU im. N.E. Baumana*, 680 p. (in Russian)

7. Perelman, R.G. and Pryakhin, V.V. (1986). *Eroziya elementov parovykh turbin* [Erosion of steam turbine elements]. Moscow: Energoatomizdat, 181 p. (in Russian)

8. Pakhomov, M.A. and Terekhov, V.I. (2016). *Structure of the nonisothermal swirling gas-droplet flow behind an abrupt tube expansion.* Fluid Dynamics, vol. 51, no. 1, pp. 70–80.

9. Tsirkunov, Yu.M. (2001). *Gas-particle flows around bodies – key problems, modeling and numerical analysis*. Proc. Fourth International Conference on Multiphase Flow, in E. Michaelides (Ed.), May 27 – June 1, New Orleans, LA, USA. – CD ROM Proc. ICMF'2001, paper no. 607, pp. 1–31.

10. Lashkov, V.A. (2012). *Koeffitsiyenty vosstanovleniya skorosti pri udare tverdykh chastits gazovzvesi o poverkhnost tela: dis. ... dokt. fizmat. nauk* [Ratios of speed recovery upon impact of solid particles of a gas suspension on the body surface: D. Phys-Math. Sc. Thesis]. St. Petersburg: SPbGU, 379 p. (in Russian)

11. Polezhayev, Yu.V., Repin, I.V. and Mikhatulin, D.S. (1992). *Heat-transfer in a heterogeneous supersonic flow.* High Temperature, vol. 30, no. 6, pp. 949–954.

12. Terekhov, V.I. and Pakhomov, M.A. (2011). *Effect of particles on the flow structure and dispersion of solid impurities in a two-phase axisymmetric jet*. Technical Physics. The Russian Journal of Applied Physics, vol. 56, no. 10, pp. 1406–1414.

13. Zaychik, L.I. and Pershukov, V.A. (1996). *Problemy modelirovaniya gazodispersnykh turbu-lentnykh techeniy s goreniyem ili fazovymi perekhodami (obzor)* [Problems of modeling gas-dispersed turbulent flows with combustion or phase transitions (review)]. Izv. RAN. MZHG, no. 5, pp. 3–19. (in Russian)

14. Zaychik, L.I., Alipchenkov, V.M. (2007). *Statisticheskiye modeli dvizheniya chastits v turbulentnoy zhidkosti* [Statistical models of particle motion in a turbulent fluid]. Moscow: FIZMATLIT, 312 p. (in Russian)

15. Getman, V.V., Lezhneva, N.V. (2014). *Metody utilizatsii teploty ukhodyashchikh gazov ot energeticheskikh ustanovok* [Methods of utilization of the heat of flue gases from power plants]. *Vestnik kazanskogo tekhnologicheskogo universiteta* [Herald of Kazan Technological University], pp. 104–107. (in Russian)

16. Mamayev, B.I. (1991). Puti povysheniya k.p.d. aviatsionnoy gazovoy turbiny [Ways to improve the efficiency of aviation gas turbine]. Gazoturbinnyye i kombinirovannyye ustanovki: tezisy dokl. Vsesoyuznoy konferentsii *перевод названия конференции*. Moscow: MGTU, pp. 43–44. (in Russian)

17. Kovalnogov, N.N. (2010). *Nature of gas influence on gas-dynamic temperature stratification efficiency. Vestnik Ulyanovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta,* no. 2, pp. 67–69. (in Russian)

18. Gortyshov, Yu.F., Dresvyannikov, F.N. and Idiatullin, N.S. (1985). *Teoriya i tekhnika teplofizicheskogo eksperimenta* [Theory and technique of thermophysical experiment]. Moscow: Energoatomizdat, 360 p. (in Russian)

19. Kovalnogov, V.N., Fedorov, R.V., Chukalin, A.V., Bondarenko, A.A. and Miroshin, A.N. (2018). *Eksperimentalnoye issledovaniye pogranichnogo sloya na perforirovannoy poverkhnosti s dempfiruyushchimi polostyami* [Experimental study of the boundary layer on a perforated surface with damping cavities]. *Trudy sedmoy Rossiyskoy natsionalnoy konferentsii po teploobmenu.* Moscow: *перевод MEI*, vol. 2, pp. 373–376. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexander A. Bondarenko, Candidate of Technical Sciences, Dean of the Flight Operation and Air Traffic Control Faculty, Ulyanovsk Institute of Civil Aviation, baa-69@yandex.ru.

Vladislav N. Kovalnogov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Thermal and Fuel Energy Chair of Ulyanovsk State Technical University, kvn@ulstu.ru.

Ruslan V. Fedorov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Thermal and Fuel Energy Chair of Ulyanovsk State Technical University, r.fedorov@ulstu.ru.

Andrey V. Chukalin, Research Associate, Thermal and Fuel Energy Chair of Ulyanovsk State Technical University, chukalin.andrej@mail.ru.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ОБМЕННЫХ ПРОЦЕССОВ В ДИСПЕРСНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С УПРАВЛЯЮЩИМИ ВОЗДЕЙСТВИЯМИ

А.А. Бондаренко[1], В.Н. Ковальногов[2], Р.В. Федоров[2], А.В. Чукалин[2]

[1]Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева», г. Ульяновск, Россия

[2]Ульяновский государственный технический университет, г. Ульяновск, Россия

Работа выполнена при финансовой поддержке Стипендии Президента РФ по проекту № СП-2069.2018.1

К эффективному управлению и прогнозированию обменных процессов в пограничном слое, являющихся ключевыми для реализации эффективного и надежного оборудования, привлечен значительный интерес исследователей. Моделирование обменных процессов, протекающих в высокоскоростном дисперсном пограничном слое с внешними воздействиями, является весьма сложной задачей. Математическое моделирование позволяет разрабатывать надежные устройства и двигатели для областей авиастроения, энергетики, судостроения с минимальными издержками на их создание. Несмотря на интерес многочисленных групп исследователей по всему миру и множество работ, существующая теория пограничного слоя несовершенна. Это может быть связано с несколькими обстоятельствами: во-первых, разработанная теория однофазных турбулентных течений несовершенна и на сегодняшний день содержит множество эмпирических зависимостей; во-вторых, турбулентные потоки с дисперсными примесями в виде частиц сильно осложняют и без того замысловатую картину течения. Интерес к дисперсным потокам особенно актуален вследствие того, что практически все газодинамические течения содержат некоторую концентрацию частиц, а их воздействие может спровоцировать значительные изменения структуры пограничного слоя и повлиять на интенсивность обменных процессов. В статье предложена двухжидкостная математическая модель, описывающая движение высокоскоростного дисперсного пограничного слоя на поверхности с полусферическими демпфирующими полостями. Применение полусферических

демпфирующих полостей позволяет снижать турбулентный обмен в пограничном слое, что дает возможность управления интенсивностью обменных процессов. Установлена возможность существенного снижения турбулентного теплообмена и трения в дисперсном пограничном слое. Предложенный способ воздействия на турбулентный перенос в пограничном слое позволит усовершенствовать оборудование и установки, в том числе газотурбинных установок и газотурбинных двигателей, применяемые в разных областях промышленности нашей страны, таких как авиастроение, энергетика, судостроение.

Ключевые слова: турбулентный перенос, полусферические демпфирующие полости, математическое моделирование, пограничный слой, теплообмен.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вараксин А.Ю. Турбулентные течения газа с твердыми частицами. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 192 с.

2. Вараксин А.Ю. Обтекание тел дисперсных газовыми потоками // Теплофизика высоких температур. 2018. Т. 56, № 2. С. 282–305. DOI: 10.7868/S0040364418020175

3. Пахомов М.А., Терехов В.И. Влияние испарения капель на турбулентность газа и теплообмен при течении двухфазного потока за внезапным расширением трубы // Теплофизика высоких температур. 2016. Т. 54, № 3. С. 352–359. DOI: 10.7868/S0040364416030157

4. Ковальногов Н.Н. Пограничный слой в потоках с интенсивными воздействиями. Ульяновск: УлГТУ, 1996. 245 с.

5. Михатулин Д.С., Полежаев Ю.В., Ревизников Д.Л. Теплообмен и разрушение тел в сверхзвуковом гетерогенном потоке. М.: ЯНУС-К, 2007. 392 с.

6. Вараксин А.Ю., Арбеков А.Н., Иванов В.Л. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок / Под ред. А.Ю. Вараксина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 680 с.

7. Перельман Р.Г., Пряхин В.В. Эрозия элементов паровых турбин. М.: Энергоатомиздат, 1986. 184 с.

8. Пахомов М.А., Терехов В.И. Структура течения в неизотермическом закрученном газокапельном потоке за внезапным расширением трубы // Изв. РАН. МЖГ. 2016. № 1. С. 69–78.

9. Tsirkunov Yu.M. Gas-Particle Flows around Bodies – Key Problems, Modeling and Numerical Analysis // Proc. Fourth Int. Conf. on Multiphase Flow (ICMF'01). New Orleans. USA. 2001. Paper no. 607. Pp. 1–31.

10. Лашков В.А. Коэффициенты восстановления скорости при ударе твердых частиц газовзвеси о поверхность тела: дисс. … докт. физ.-мат. наук. СПб.: СПбГУ, 2012. 379 с.

11. Полежаев Ю.В., Репин И.В., Михатулин Д.С. Теплообмен в сверхзвуковом гетерогенном потоке // Теплофизика высоких температур. 1992. Т. 30, № 6. С. 1147–1153.

12. Терехов В.И., Пахомов М.А. Влияние частиц на структуру течения и дисперсию твердой примеси в двухфазной осесимметричной струе // Журнал техническая физика. 2011. Т. 81, № 10. С. 27–35.

13. Зайчик Л.И., Першуков В.А. Проблемы моделирования газодисперсных турбулентных течений с горением или фазовыми переходами (обзор) // Изв. РАН. МЖГ. 1996. № 5. С. 3–19.

14. Зайчик Л.И., Алипченков В.М. Статистические модели движения частиц в турбулентной жидкости. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. 312 с.

15. Гетман В.В., Лежнева Н.В. Методы утилизации теплоты уходящих газов от энергетических установок // Вестник Казанского технологического университета. 2013. Т. 16, № 12. С. 104–107.

16. Мамаев Б.И. Пути повышения к.п.д. авиационной газовой турбины // Газотурбинные и комбинированные установки: тезисы докл. Всесоюзной конференции. М.: МГТУ, 1991. С. 43–44.

17. Ковальногов Н.Н. Влияние природы газа на эффективность газодинамической температурной стратификации // Вестник Ульяновского государственного технического университета. 2010. № 2 (50). С. 67–69.

18. Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Н.С. Теория и техника теплофизического эксперимента / Под ред. В.К. Щукина. М.: Энергоатомиздат, 1985. 360 с.

19. Ковальногов В.Н., Федоров Р.В., Чукалин А.В. Экспериментальное исследование пограничного слоя на перфорированной поверхности с демпфирующими полостями / В.Н. Ковальногов, Р.В. Федоров, А.В. Чукалин, А.А. Бондаренко, А.Н. Мирошин // Труды седьмой Российской национальной конференции по теплообмену. М.: Издательский дом МЭИ, 2018. Т. 2. С. 373–376.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бондаренко Александр Аркадьевич, кандидат технических наук, декан факультета летной эксплуатации и управления воздушным движением Ульяновского института гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, baa-69@yandex.ru.

Ковальногов Владислав Николаевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой тепловой и топливной энергетики Ульяновского государственного технического университета, kvn@ulstu.ru.

Федров Руслан Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры тепловой и топливной энергетики Ульяновского государственного технического университета, r.fedorov@ulstu.ru.

Чукалин Андрей Валентинович, научный сотрудник кафедры тепловой и топливной энергетики Ульяновского государственного технического университета, chukalin.andrej@mail.ru.

Поступила в редакцию	24.05.2019	Received	24.05.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

UDC 519.852.33; 527.64
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-19-31

OPTIMIZATION OF AN AIRCRAFT FLIGHT TRAJECTORY IN THE GLONASS DYNAMIC ACCURACY FIELD

O.N. SKRYPNIK[1], E.E. NECHAEV[2], N.G. AREFYEVA[1], R.O. AREFYEV[1]
[1]Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia
[2] Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The study was conducted with support of the Russian Foundation for Basic Research, grant № 19-08-00010

The authors consider the problem of optimization of aircraft flight trajectories in air traffic management (ATM) on the basis of flexible routing technologies which involve the use of satellite navigation systems (SNS). It is shown that in optimizing a trajectory it is necessary to take into account the accuracy of track holding during the flight which depends on the accuracy of the navigation system and external flight path disturbances, e.g. wind. For solving the task of optimization the authors propose to use the theory of graphs. The technique of constructing a dynamic SNS accuracy field and representing it as a graph was developed. It is proposed that the SNS field be characterized by geometric dilution of precision changing both in space and in time. Based on the theory of graphs (A-star algorithm) the technique of constructing a trajectory of optimal length with changing the SNS accuracy and external flight path disturbances is proposed. The criterion of optimization based on minimizing the true track is offered. The cost function taking into account the track holding accuracy in navigating by SNS and effects of external flight disturbances is justified. The article presents the results of A-star algorithm application for constructing an optimal flight trajectory under conditions of SNS accuracy field variation and presence of prohibited zones in the provided airspace.

Key words: GLONASS, the geometrical dilution of precision, optimal trajectory, accuracy field, A-star algorithm, flexible routing.

INTRODUCTION

The development of the global civil aviation is facilitated by the development and implementation of new technologies aimed at air traffic management system optimization. The present-day idea of air traffic management supposes that it must provide the efficient use of airspace and its high capacity for the conditions of highly saturated and intensive traffic at the same time maintaining and enhancing the flight safety levels. This feature of the ATM system is based on the airspace structure and use optimization, which also suppose the aircraft flight trajectory optimization. The optimization aimed at the trajectory distance shortening may result in savings in flight time, fuel consumption and also in reduction of environmental impact of aircraft.

The navigation technologies which provide enhanced efficiency of aircraft are the well-proven Area Navigation with upcoming Flexible routing and Trajectory Based Operations[1]. The above listed technologies imply the use of satellite navigation systems GPS and GLONASS as the main means of precise navigational positioning of the aircraft.

Flexible routing supposes the adequate level of situational awareness for both the flight crew and the ATCOs on the condition, the air traffic management in the airspace area, and also the recommended flight trajectory. At present, the level of situational awareness is determined, as a rule, by the meteorological information and forbidden areas in the airspace, and also the degree of coordinates precision and aircraft motion variables provided by navigation flight instruments (for instance, integrity control function for the satellite navigation system end user devices, the on-board complex navigation

[1] Global Air Navigation Plan 2016-2030. International Civil Aviation Organization. Doc.9750-AN/963 [Electronic resource]. Montreal, Fifth edition, 2016. URL: www.icao.int. (accessed 16.05.2019).

systems which meet the ICAO[2] specifications [1]). These are the key factors for the crew decision making on the choice of the new trajectory, which will meet the certain conditions and provide the sufficient flight safety level.

However, the existing approach states that trajectory chosen by the crew or recommended by the ATCO does not take into consideration the possible performance alterations of the particular airspace, which may affect the trajectory precision. For example, the coordinate precision based on SNS data in different areas of airspace and at different moments in time may depend on the system geometrical dilution of precision. External flight path disturbances resulting from the wind changes, atmospheric turbulence may also change in time and space. Thus, the trajectory chosen at the entry to the airspace may not become optimal.

Accordingly, the optimum trajectory optimization solution should consider the changes in air navigational (provided by the airborne precise position instruments), air and meteorological conditions. So, the trajectory plotting must be based on its maintaining precision forecast within the alliterating airspace. This breeds the problem of the optimum flight path criterion, which would consider the forecast of trajectory maintaining precision.

A number of practical studies uses the criterion of minimum distance between the origin and the terminal point of the trajectory (the minimum length of desired track).at the same time the chosen trajectory must meet the flight safety conditions (avoid the forbidden areas, adverse weather conditions and prevent the near-collision risks).

It is worth mentioning that modern technologies of Air Traffic Management, for example, the area navigation, require the given degree of precision for the length of desired track, which is determined by the dispersion D_{TSE} of the flight management system total system error TSE[3]

$$D_{TSE} = D_{NSE} + D_{FTE} + D_{PDE}, \quad (1)$$

where D_{NSE} – Navigation System Error, D_{FTE} – Flight Technical Error, D_{PDE} – Path Definition Error.

The optimum path definition – the length of the desired track (LDT) is characterized as L_{LDP}. Due to the possible deviations from the desired track the aircraft will follow the track made good (TMG), which is characterized by the length L_{TMG}. Here $L_{\text{TMG}} = L_{\text{LDP}} + \Delta L_{TSE}$, where ΔL_{TSE} is the increment addition to the length of desired path due to deviations.

Let us consider two possible flight trajectory definitions (figure 1): optimal, which features the minimum desired path length L_{LDP1}, and non-optimal, which is characterized by the length $L_{\text{LDP2}} > L_{\text{LDP1}}$.

Fig. 1. Desired track for various trajectory holding errors,
here ЛЗП1 – LDP1; ЛЗП2 – LDP2; ЛФП1 – TMG1; ЛФП2 – TMG2

[2] Performance based navigation guidance Doc.9613-AN/937 4th edition The International Civil Aviation Organization Montreal, 2013. Available at: www.icao.int (accessed 16.05.2019).

[3] The same source.

At certain conditions which depend on the trajectory precision (at $\Delta L_{TSE1} > \Delta L_{TSE2}$), the situation is possible when $L_{\text{LDP2}} + \Delta L_{TSE2} < L_{\text{LDP1}} + \Delta L_{TSE1}$. Then, the inequation is fair, $L_{\text{TMG2}} < L_{\text{TMG1}}$ $L_{\text{TMG2}} < L_{\text{TMG1}}$ i.e. the length TMG when flying on the non-optimal LDP will be less than in case of flying on the optimal estimated trajectory. Thus, the choice of the new trajectory must depend on the precision of maintaining one during further flight.

The solution for the problem of flexible routing may be implemented in two stages. The first one is the optimal trajectory plotting for the given area of the airspace. The second stage supposes following the optimal flight trajectory with minimum deviation from it.

In order to build the optimum flight trajectory artificial intelligence methods and algorithms may be applied [2]. For instance, paper [3] is focused on the task of plotting flexible approach trajectories using genetic algorithms. Research works [4, 5] use the methods and algorithms of the graph theory. In particular, paper [5] studies the algorithm constructed considering the weather conditions, which allows to decrease the flight time and fuel consumption.

In order to solve the problem of optimum trajectory pilotage, the methods of optimal control theory are widely used. Here, a variety of optimization criteria are applied. For instance, paper [6] studies the multicriteria trajectory optimization problem, and paper [8] studies the time-referenced optimal trajectory 4 D trajectory.

However, the mentioned above research papers and the others study the trajectory optimization and control disregarding the problem of trajectory precise maintaining considering the changes of aeronavigational situation and air picture within the given airspace area.

Modern and advanced navigation technologies are based on the use of satellite navigation, as the most precise position finding aid. So, as a pilotage sensor, which determines the navigation system disperse error value D_{NSE} in the expression (1), the satellite system receiver will be taken.

The satellite navigation system positioning precision depends on the navigation satellite position relative to the aircraft and is determined by the geometrical dilution of precision, which changes both in time and space [1, 9]. Accordingly, the SNS positioning is altered as well, which leads to the trajectory maintaining precision change. So, the optimum track made good length when SNS is being used must be plotted considering its forecast maintaining precision in the changing space and time SNS precision field, featuring the values of the geometrical dilution of precision.

The present paper is aimed at solving the tasks of optimum trajectory plotting using the graph theory methods (A-star algorithm). The difference from the popular solutions is in the use of the new optimization criterion – the minimum track made good length, which considers the trajectory maintaining precision. To solve this task it is necessary to establish relation between the track made good length with the SNS precision field properties in the given airspace area and outer flight path disturbances; to develop the methods of SNS precision field graph presentation; to investigate the algorithm effectiveness and efficiency in different conditions, including the forbidden airspace areas.

RESEACH METHODS

In the context of aviation traffic system, the airspace and its elements, between which the aircraft are travelling may be presented as a network of routes. Such networks may be modelled as graphs, graph nodes connected together in a certain manner allow to plot the optimal flight route between the point of entry into the airspace area and the point of exit from it [10].The most common shortest-path algorithms for the graph theory are the Dijkstra algorithm and *A** (*A-star*) [4].

Dijkstra algorithm finds the shortest trajectories from the given graph node to all the nodes remaining. As this takes place, every node gets its weight, which characterizes the distance to it from the neighbor node (edge weight). The optimal is the trajectory from the initial node to terminal node for which the edge weight sum ($F(L_{LDP})$, where L_{LDP} – desired path length) is minimum.

The A-star algorithm uses the informed search strategy, thus combining the mathematical and heuristic approaches. The heuristic approach supposes the use of specific for the problem area knowledge, which allows to apply the A-star algorithm in the artificial intelligence systems and thus to reduce the computational costs. For the task of plotting the optimal desired path length the heuristic approach is based on the fact, that the shortest distance between two points en route in navigation is the partial orthodromic route.

The A-star algorithm minimizes the cost function $F(L_{LDP}) = G_{0i,j} + H_{i,j}$. Here $G_{0i,j}$ – the cost function of reaching node *(i,j)* from the initial graph node (the point of aircraft entry to the airspace), $H_{i,j}$ – the heuristic estimate from node *(i,j)* to the terminal graph node (the point of leaving the airspace). For this problem the heuristic estimate of the distance is the length of the partial orthodromic route.

It is supposed to take into consideration in cost computing the TSE, presenting the function as

$$F(L_{TMG}) = G_{0i,j}(1 + K_{i,j}(TSE)) + H_{i,j}, \quad (2)$$

where $G_{0i,j}$ – the length of desired path from the terminal node to the graph node (i,j); $K_{i,j}(TSE)$ – coefficient which considers the desired path length extension due to total system error $H_{i,j}$ – heuristic estimate of the distance to the node in question to the terminal node (the length of the orthodromic path).

The optimal flight trajectory must meet the condition

$$F(L_{opt}) = \sum_{i=1,\,j=1}^{e(G)} F(L_{TMGi,j}) \to min, \quad (3)$$

where L_{opt} – the length of track made good along the optimal trajectory being plotted; $e(G)$ – the number of graph edges used to plot the trajectory from the initial to the terminal graph node, $F_{TMGi,j}$ – the weight of the graph node number (i,j).

The only limitation for optimal trajectory plotting is the possibility of having forbidden areas in the given airspace area.

Considering the error *NSE*, *FTE* and *PDE* independence, the expression is

$$K_{i,j}(TSE) = K_{i,j}(NSE) + K_{i,j}(FTE) + K_{i,j}(PDE).$$

The coefficient value $K_{i,j}$(PDE) depends on the precision of flight path computation from the flight guidance computer. Thereafter let us suppose that this error is much less than the other components of TSE and not consider it any more.

The coefficient value $K_{i,j}(NSE)$is determined by the precision of the airborne navigation system. When using SNS the aircraft positioning precision will be determined by the SNS airborne receiver precision. This statement is also fair for using it to correct the coordinates determined by the airborne reference system, for example the inertial navigation system. Here, the precision of the SNS receiver is determined by the error in the pseudo distance measuring to satellites and the value of the position dilution of precision in the point of observation.

The value of coefficient $K_{i,j}(FTE)$ depends on the aircraft aerodynamic performance and its weight, and also the airway conditions (wind, atmospheric turbulence etc).

Let us suppose that the desired flight path length increment due to navigational system error may be approximated to

$$\frac{d}{dt}\Delta L_{NSE}(t) = -\alpha_{NSE}\Delta L_{NSE}(t) + \sigma_{NSE}\sqrt{2\alpha_{NSE}}\,w_{NSE}(t),\ \Delta L_{NSE}(t_0) = 0, \quad (4)$$

where α_{NSE} – constant time error correlation; σ_{NSE} – standard uncertainty; w_{NSE} – forming white Gaussian noise with zero mathematical expectations and one intensity.

Moreover, the desired flight path increment at SNS navigation is the product $\sigma_{NSE} = PDOP \cdot \sigma_R$, where σ_R – standard uncertainty of pseudo distance measuring to satellites.

According to the data obtained from the real-time monitoring of 16.05.2019, from the website of Russian system of differential correction and monitoring[4] the maximum pseudo distance measuring error to GLONASS satellites in the point of observation was 15.74 m. Considering the possible anomalies in the receiver operation and its installation on a highly dynamic object, let us assume the value $\sigma_R = 50$ m.

As the typical value for the constant time error correlation of the SNS receiver let us choose $\alpha_{NSE} = 0.01$ Hz, supposing that using the measurement antialiasing procedures the outgoing error of SNS receiver is a sufficiently narrow-band (slow moving) process.

To find the value $K_{i,j}(NSE)$ empirically, the Monte-Carlo method was applied. As a result it was determined that at the chosen initial data the values of $K_{i,j}(NSE)$lie within the range 0.001–0.025 with PDOP ranging from 1 to 6.5. At $\alpha_{NSE} = 0.1$ Hz and $PDOP$ changing from 1 to 6.5 values $K_{i,j}(NSE)$ are within the range 0.03–0.17.Thus, the error fluctuation spectrum spreading at SNS receiver output leads to track made good length increment, which proves the adequacy of the model used.

To find the value of it is possible to use the well-known model of controlled flight at external trajectorial effects [11]

$$\begin{aligned}
&\frac{d}{dt}\Delta L_{FTE}(t) = \Delta W(t),\ \ \Delta L_{FTE}\left(t_0\right) = 0,\\
&\frac{d}{dt}\Delta W(t) = a(t),\ \ \Delta W\left(t_0\right) = 0,\\
&\frac{d}{dt}a(t) = -\delta \cdot a(t) - \beta \cdot \Delta W(t) + \sqrt{2\delta\sigma_a^2} \cdot n_a(t),\ \ a\left(t_0\right) = 0,\\
&\frac{d}{dt}W_0(t) = 0,\ \ W_0\left(t_0\right) = W_{00},
\end{aligned} \tag{5}$$

where $\Delta L_{FTE}(t)$ – desired flight path length increment due to trajectorial distortions; $\Delta W(t)$ and $a(t)$ – vector projection of aircraft on desired path ground speed and acceleration fluctuations; δ and β – coefficients characterizing the spectral density of accidental changes in acceleration due to external effects, object type and the terms of motion; σ_a^2 – acceleration fluctuation dispersion; $n_a(t)$ – forming white Gaussian noise with the zero mathematical expectations and one intensity; W_0 – rated speed.

Coefficients δ, β and parameter σ_a^2 may be calculated as $\delta = b + \nu$, $\beta = b\nu$, $\sigma_a^2 = \nu^2 b \sigma_u^2 / \delta$, $b = V/L$, V, where $b = V/L$, V – aircraft air speed, L = 200...1000 m atmospheric turbulence scale, $\nu = 0.1\ldots0.01$ c^{-1} parameter, dependent on the aircraft type and flight conditions, $\sigma_u = 0.4\ldots2.7$ m/s wind speed fluctuations standard uncertainty.

Using the Monte-Carlo method it was found that at typical values $\delta = 0.34$ Hz, $\beta = 0.0044$ s^2, $\sigma_a = 0.1$–0.5 m/s^2 the coefficient $K_{i,j}(FTE)$ values are within the range 0.003–0.01.

[4] Russian system of differentional correction and monitoring. Available at: http://www.sdcm.ru (accessed 16.05.2019).

The particularity of the task of plotting the optimal track made good length is that during the flight with many factors acting the errors NSE and FTE may alter. This effect is supposed to be considered while forming the weights for graph nodes in accordance with expression (2).

Let us consider the method of graph forming for the case when the node weights are determined only with NSE. For this purpose, we need to build the precision field GLONASS in the given airspace area considering the forecast of its alterations during the flight.

The GLONASS precision field characteristic feature is going to be the airspace distribution of PDOP points. The aggregate of points where PDOP value is the same or within the given limits will allow to build the precision field standard uncertainty as the domains of common values PDOP [10]. The precision field forecast for any moment of time and any point of airspace is possible, as PDOP is a changing, yet determined characteristics of standard uncertainty precision. At this being stated, PDOP depends on the current position of the aircraft and NS constellation, which may be computed for any moment of time at any point of airspace using the data from SNS almanac.

SOFTWARE IMPLEMENTATION

To carry out the research in the graphical programming environment software complex was developed by *LabVIEW9* (figure 2). Its structure is determined by the following special aspects:

- the trajectory optimization task is solved in the geodetic system of coordinates (latitude *B*, longitude *L*, height *H* over the terrestrial ellipsoid surface);
- the motion of NS on the orbits is given in the earth-fixed geocentric system *OXYZ*;
- to build a graph, the points of the airspace, where PDOP can be determined are projected using the Gauss-Kruger projection onto the surface plane. At the same time the equality of distances between the neighbor graph nodes is provided.

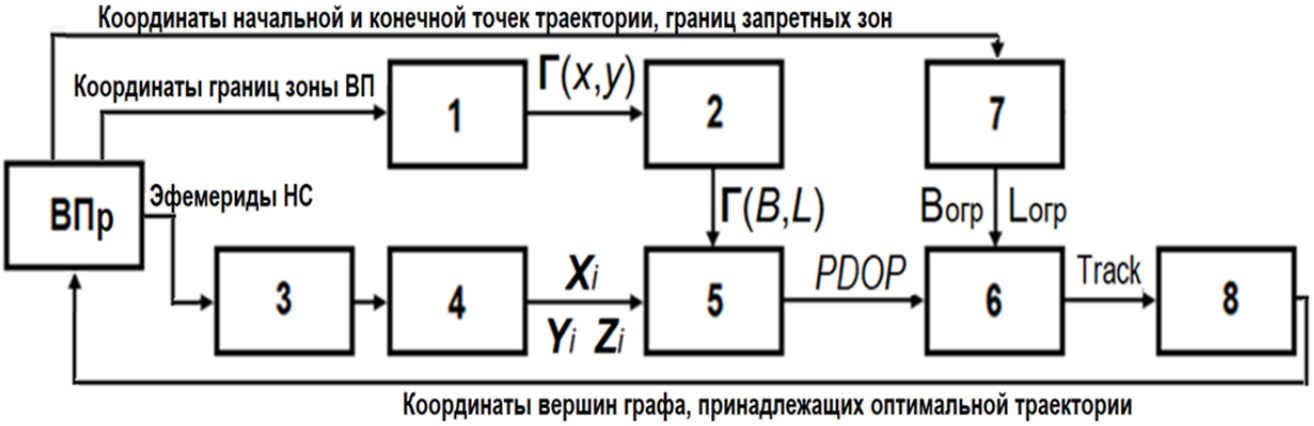


Fig. 2. Flow chart of the software complex

The software complex comprises: ВПр – the virtual device, which provides the user-friendly interface, 1– the module of graph node formation on the surface Γ(*x*, *y*), 2 – the module of graph geodetic coupling Γ (*B*, *L*) to the geodetic coordinate system; 3 – the module of GLONASS almanac transformation; 4 – the module of orbital motion computation; 5 – the module of computation of PDOP values at the graph nodes; 6 – the module of trajectory plotting; 7 – the module of initial and terminal condition computation for the plotted trajectory; 8 – the module of optimal trajectory choice; Координаты начальной и конечной точек траектории, границ запретных зон – coordinates of initial and terminal poins of the trajectory, forbidden area boundaries; Координаты границ

зоны ВП – airspace area boundary coordinates; Эфемериды НС – NS ephemeris; Координаты вершин графа, принадлежащих оптимальной траектории – Coordinates of graph nodes which belong to the optimal trajectory.

Module 1 forms the coordinate grid (graph node) Gauss-Kruger projection in the airspace with a fixed pitch. The value PDOP is calculated at the graph nodes. Module 2 is intended to be used for graph node coupling to the Earth surface considering its curvature.

Module 3 transforms data assets input onto the virtual device from the GLONASS almanac (ephemeris) as vectors $\overline{\text{Lam}}$ – longitude of ascending node; $\overline{\text{dI}}$ – orbit inclination angle correction; $\overline{\text{w}}$ – perigee argument; $\overline{\text{e}}$ – ellipticity; $\overline{\text{dT}}$ – a correction to average satellite nodical period; $\overline{\text{dTT}}$ – orbit time rate; $\overline{\text{Tw}}$ – time of passing the first node) each containing 24 elements (the number of NS in the orbit group). The ephemerid data in such a way are convenient for further transformations in the program module.

Module 4 forms three vectors ($\boldsymbol{X}_i$, $\boldsymbol{Y}_i$, $\boldsymbol{Z}_i$) which contain the corresponding coordinates of NS in the rectangular geodetic coordinate system for the moment *i.* Module 5 determines NS in sight, and computes PDOP values at the graph nodes (forms the weighed graph). Module 6 finds the optimal track in a weighed graph considering the forbidden airspace area limits.

Module 7 sets the airspace area dimensions, the position and the size of forbidden areas within the airspace and also the trajectory parameters (speed, height, heading).

Using the virtual device, the GLONASS almanac is uploaded from the website[5] the aircraft travel parameters are given, the airspace area boundaries are introduced, and trajectory limitations are shown. The virtual device faceplate displays the data out (optimal trajectory, estimated track made good length etc.).

THE EXPERIMENT RESULTS

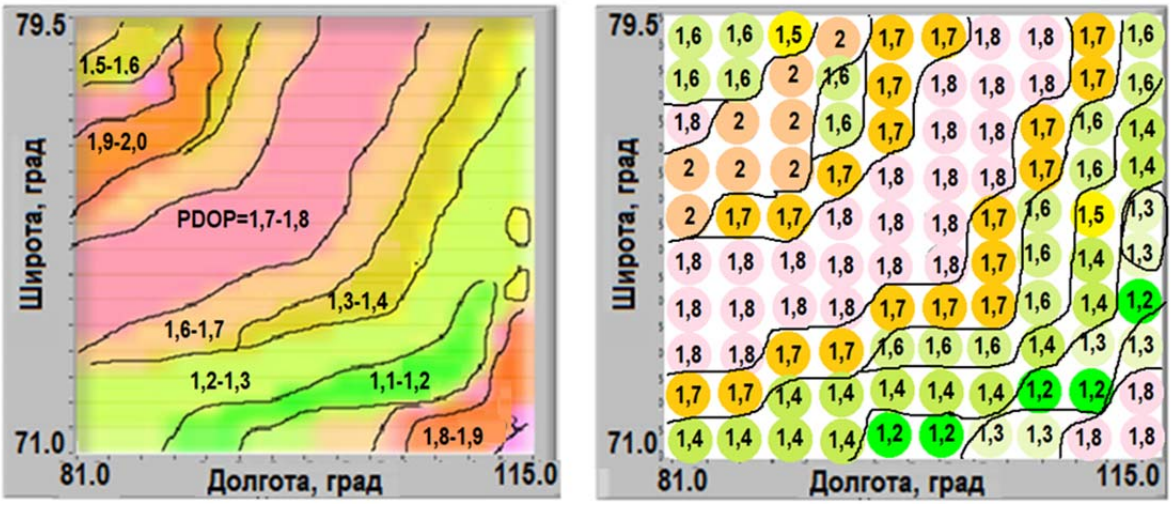
The trajectory optimization may be implemented in a static (built for a certain moment of time) precision field GLONASS. However, the experiment results [10] show that the structure and the value of PDOP for static precision fields at different moments of time varies.

Thus, the trajectory, which is optimal in the static field may be non-optimal due to its alterations en route. In these conditions only the computation of dynamic field will allow to obtain information on the actual precision of GLONASS en route coupled to the time, and to plot the optimal 4 D trajectory.

The dynamic field is built based upon the forecast values of PDOP along the plotted trajectory for the estimated moments of time when the aircraft is en route.

Figure 3, shows the dynamic field built on the estimated PDOP values at the moments of time the aircraft travels along the given route. The field areas correspond to the different ranges of PDOP changes within their boundaries. Basing on the GLONASS dynamic field of precision obtained the graph is being built (figure 3 b) the nodes of which have weights, dependent on PDOP values distribution in time and within the airspace area chosen.

[5] Information and analysis center for positioning, navigation and timing. Available at: https://www.glonass-iac.ru/ (accessed 16.05.2019).



a b

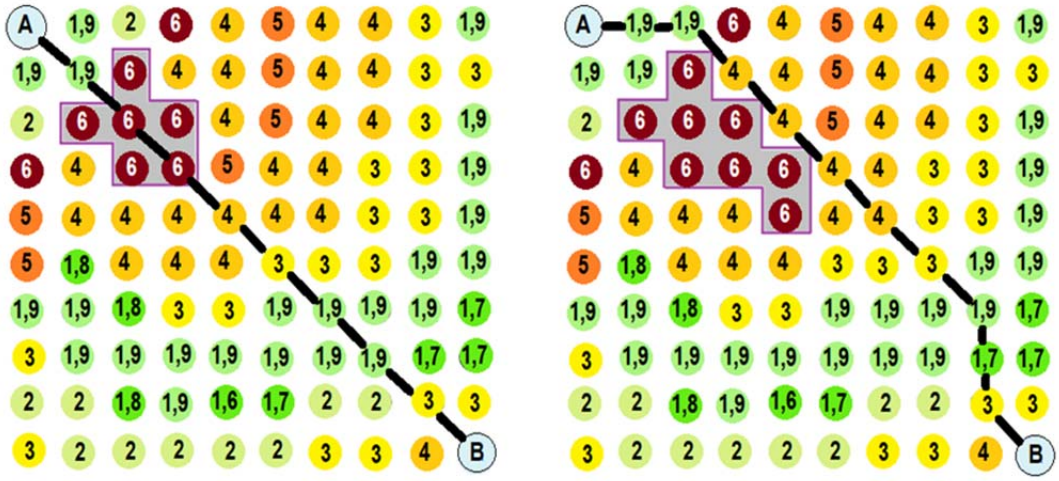
Fig. 3. The representation of the GLONASS field of precision as a graph, here Широта, град – Latitude, degrees; Долгота, град – Longitude, degrees

The results of the experiments have shown that the dynamic precision field is less homogenous, than the static one, besides, the range of possible PDOP value variants is wider compared to the static field.

To solve the task of optimal trajectory plotting the A-star algorithm was applied. At the same time its effectiveness and efficiency in different conditions, characterizing the airspace (forbidden areas if any) and GLONASS precision field (minor or major PDOP alterations) were subjects to survey.

As the results obtained from modelling have shown, at rather precise GLONASS field and its minor variations ($PDOP < 2.0$) the optimal trajectory gets in line with the orthodromic path. At the same time the length of the track made good may change within 2–3% depending on the mean value $PDOP_{av}$ during the flight en route. By choosing the time of joining the airway to meet the minimum $PDOP_{av,}$ it is possible to achieve the reduced track made good length.

Figure 4 shows the optimal routes plotted in significantly non-homogeneous precision field ($PDOP = 1.1…6$). The routes are plotted for two different moments of aircraft entry to the initial point of the route (P.A).

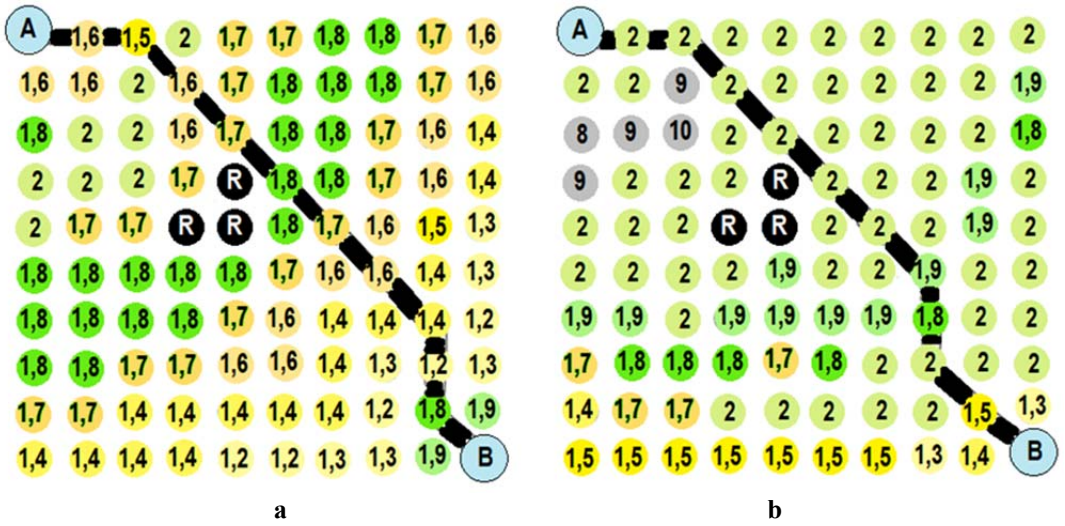


a b

Fig. 4. Optimal routes with significant variations *PDOP*

The results obtained show that in case of minor sizes of PDOP "bad" values the optimal route may be in a line with the orthodromic path (figure 4 b). In this example the orthodromic track made good is 1416ю3 km, and the optimal trajectory is 1399.5, which is almost 17 km (1.2) less.

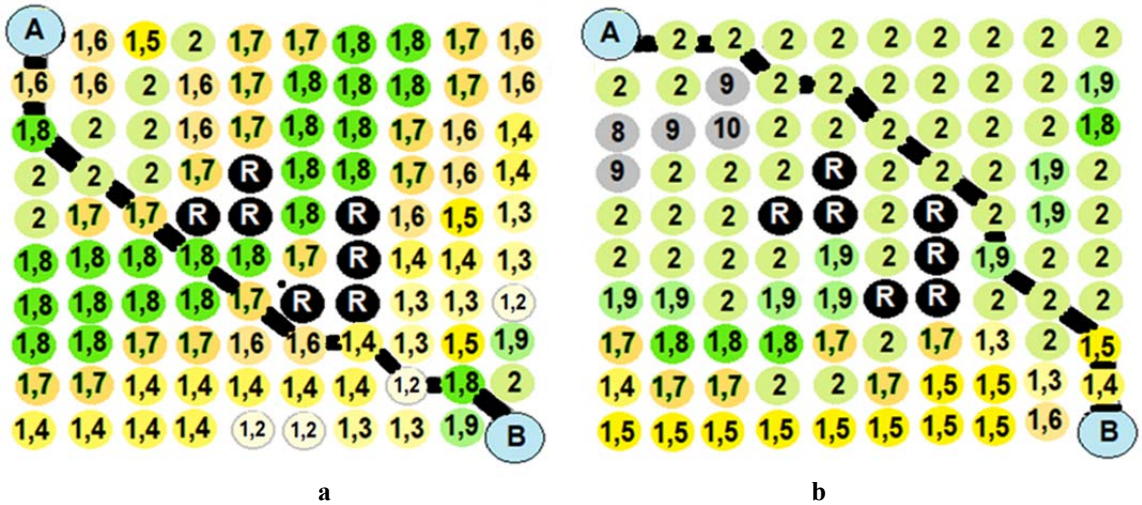
Let us view the problem of optimal trajectory plotting for the case of forbidden areas in the airspace. Figure 5 a and b show the routes, plotted in the GLONASS precision field at minor alterations in PDOP values (1.2 < PDOP < 1.9), and at minor range of variations (1.3 < PDOP < 10) (figure 6 a and b) at different configuration of forbidden areas.



a b

Fig. 5. Optimal routes in the presence of restricted areas and minor variations of *PDOP*

The research carried out has shown that the result of trajectory optimization depends both on the GLONASS precision field, and also on the size and configuration of forbidden areas in the airspace area in question.



a b

Fig. 6. Optimal routes in the presence of restricted areas and significant variations of *PDOP*

Figure 7 shows the trajectories of aircraft flight for two cases: the heuristic forbidden area avoiding trajectory (Trajectory 1) and the optimal trajectory (Trajectory 2).

The results obtained from modelling show that the track made good at optimal trajectory is 1392.9 km, and heuristic trajectory – 1451.3 km, which is almost 58 km (4%) longer, than the optimal trajectory flight.

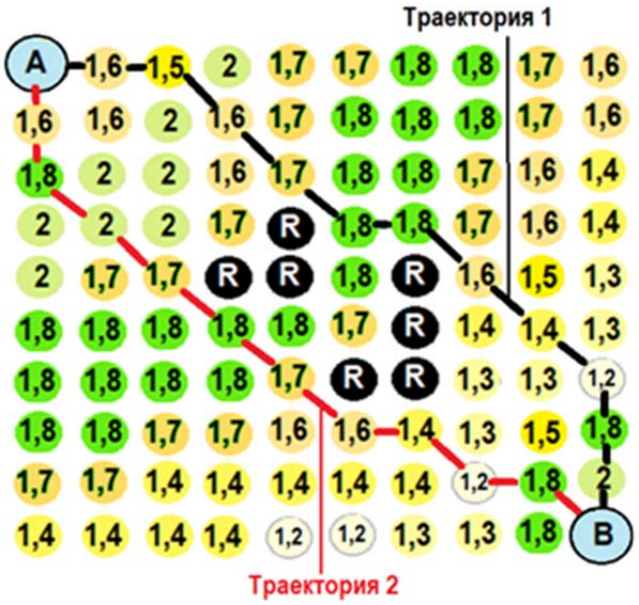


Fig. 7. Optimal and heuristic flight paths,
here Траектория 1 – Trajectory 1; Траектория 2 – Trajectory 2

CONCLUSION

The results obtained prove the effectiveness of the graph algorithms application for plotting the optimal track made good at different characteristics of the GLONASS dynamic precision field with the forbidden areas.

The suggested new approach to the optimal trajectory plotting allows to consider the precision of trajectory maintaining using GLONASS to navigate, and also the presence of forbidden areas in the airspace area given. This may be applied at preliminary flight planning and during the flight itself having the software installed onto the airborne computer. The optimal trajectory data available will improve the situational awareness at optimal routing decision making in conditions of changing airspace situation and the navigational instrument precision.

If the suggested criterion of optimal trajectory choice is being applied, the reduced track made good is provided. In addition, the track made good length saved depends on the GLONASS precision field properties and is rather significant for long -haul flights. For instance, for a route which covers 5000 km, the track made good length is reduced by 60 km, which equals to a time saving of 5 minutes. Even insufficient flight time saving in the circumstances of air traffic of high intensity will provide the airlines with significant economy levels.

REFERENCES

1. **Skrypnik, O.N.** (2019). *Radio Navigation Systems for Airports and Airways.* Springer Nature Singapure Pte Ltd, 226 p. DOI: 10.1007/978-981-13-7201-8
2. **Russel, S.J. and Norvig P.** (2003). *Artificial Intelligence: A Modern Approach.* Second edition, Pearson Education, Inc. 1408 p.
3. **Vormer, F.G., Mulder, M., van Paassen, M.M. and Mulder, J.A.** (2006). *Optimization of Flexible Approach Trajectories Using Geneting Algorithm.* Journal of Aircraft, vol. 43, no. 4, pp. 941–952. DOI:10.2514/1.13609
4. **Fett, G.D.** (2014). *Aircraft route optimization using the A-STAR algorithm,* Air force institute of technology, Thesis Degree of Master of Science in Operations Research, 68 p.

5. Veremey, E.I. and Sotnikova, M.V. (2016). *Optimal Routing Based on Weather Forecast.* International Journal of Open Information Technologies. Vol. 4, no. 3, pp. 55–61. Available at: https://pureportal.spbu.ru/ru/publications/% (accessed 10.06.2019). (in Russian)

6. Toratani, D. (2016). *Study on Simultaneous Optimization Method for Trajectory and Sequence of Air Traffic Management.* Doctoral Thesis, Yokohama National University, 101 p. DOI:10.13140/RG.2.2.27308.46727

7. Bonami, P., Olivares, A., Soler, M. and Staffetti, E. (2013). *Multiphase Mixed-Integer Optimal Control Approach to Aircraft Trajectory Optimization.* Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 36, no. 5, pp. 1267–1277. DOI: 10.2514/1.60492

8. Gardi, A., Sabatini, R. and Kistan, T. (2018). *Multi-Objective 4D Trajectory Optimization for Integrated Avionics and Air Traffic Management Systems.* IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, pp. 99–111. DOI: 10.1109/TAES.2018.2849238

9. Skrypnik, O.N. and Arefeva, N.G. (2017). *Construction of an optimal flight trajectory in the GLONASS accuracy field.* Coll. of papers of the 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS, pp. 129–131. DOI:10.23919/icins.2017.7995606

10. Skrypnik, O.N., Arefyeva, N.G. and Arefyev, R.O. (2018). *Optimization of an aircraft flight trajectory in the GLONASS dynamic accuracy field.* The Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 5, pp. 56–66. DOI:10.26467/2079-0619-2018-21-5-56-66 (in Russian)

11. Yarlykov, M.S. (1985). *Statisticheskaya teoriya radionavigatsii* [Statistical theory of radio navigation]. Moscow: Radio i svyaz, 345 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Oleg N. Skrypnik, Doctor of Technical Sciences, Full Professor, Professor of the Aviation Radio electronic Equipment Chair of Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, skripnikon@yandex.ru.

Natalya G. Arefyeva, Candidate of Technical Sciences, Senior Lecturer of the Aviation Radio electronic Equipment Chair of Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, n_astrahanceva_awesome@mail.ru.

Roman O. Arefyev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Radio electronic Equipment Chair of Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, seven7772009@yandex.ru.

Evgeniy E. Nechaev, Doctor of Technical Sciences, Full Professor, Head of the Air Traffic Management Chair of Moscow State Technical University of Civil Aviation, eenachaev@mail.ru.

АЛГОРИТМЫ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ ГИБКОЙ МАРШРУТИЗАЦИИ

О.Н. Скрыпник[1], Е.Е. Нечаев[2], Н.Г. Арефьева[1], Р.О. Арефьев[1]
[1]Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, г. Иркутск, Россия
[2]Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

Работа выполнена при материальной поддержке РФФИ (грант № 19-08-00010)

Рассмотрена задача оптимизации траекторий полета воздушных судов при организации воздушного движения на основе технологий гибкой маршрутизации, предполагающих использование спутниковых навигационных систем (СНС). Показано, что при оптимизации траектории необходимо учитывать точность ее выдерживания в процессе полета, которая

зависит от точности навигационной системы и внешних траекторных возмущений, например ветра. Для решения задачи оптимизации предложено использовать методы теории графов. Разработана методика построения динамичного поля точности СНС и его представления в виде графа. Предложено поле СНС характеризовать значениями геометрического фактора, изменяющегося как в пространстве, так и во времени. На основе теории графов (алгоритм *A-star*) предложена методика построения оптимальной по протяженности траектории при изменении точности СНС и внешних траекторных воздействиях. Предложен критерий оптимизации, основанный на минимизации длины линии фактического пути. Обоснована функция стоимости, учитывающая точность выдерживания траектории при навигации по СНС и влияние внешних траекторных возмущений. Представлены результаты применения алгоритма *A-star* для построения оптимальных траекторий полета в условиях вариаций поля точности СНС и наличия запретных зон в предоставляемой зоне воздушного пространства.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, геометрический фактор, оптимальная траектория, поле точности, алгоритм *A-star*, гибкая маршрутизация.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Skrypnik O.N.** Radio Navigation Systems for Airports and Airways. Springer Nature Singapure Pte Ltd, 2019. 226 p. DOI: 10.1007/978-981-13-7201-8
2. **Рассел С., Норвиг П.** Искусственный интеллект: современный подход: пер. с англ. 2-е изд. М.: Издательский дом «Вильямс», 2006. 1408 с.
3. **Vormer F.G., Mulder M., van Paassen M.M., Mulder J.A.** Optimization of Flexible Approach Trajectories Using Geneting Algorithm // Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43, No. 4. Pp. 941–952. DOI:10.2514/1.13609
4. **Fett G.D.** Aircraft route optimization using the A-STAR algorithm: Thesis Degree of Master of Science in Operations Research. Air force institute of technology, 2014. 68 p. Air force institute of technology, Thesis Degree of Master of Science in Operations Research, 2014. 68 p.
5. **Веремей Е.И., Сотникова М.В.** Алгоритмы оптимизации маршрутов движения с учетом погодных условий. [Электронный ресурс] // International Journal of Open Information Technologies. 2016. Т4. № 3. С. 55–61. URL: https://pureportal.spbu.ru/ru/publications/% (дата обращения: 10.06.2019). International Journal of Open Information Technologies. 2016. Т4, № 3. С. 55–61. URL: https://pureportal.spbu.ru/ru/publications/% (дата обращения: 10.06.2019).
6. **Toratani D.** Study on Simultaneous Optimization Method for Trajectory and Sequence of Air Traffic Management: Doctoral Thesis. Yokohama National University, March, 2016. 101 p. DOI:10.13140/RG.2.2.27308.46727
7. **Bonami P.** Multiphase Mixed-Integer Optimal Control Approach to Aircraft Trajectory Optimization / P. Bonami, A. Olivares, M. Soler, E. Staffetti // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2013. Vol. 36. No. 5. Pp. 1267–1277. DOI: 10.2514/1.60492
8. **Gardi A., Sabatini R., Kistan T.** Multi-Objective 4D Trajectory Optimization for Integrated Avionics and Air Traffic Management Systems // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2018. Pp. 99–111. DOI: 10.1109/TAES.2018.2849238
9. **Skrypnik O.N., Arefeva N.G.** Construction of an optimal flight trajectory in the GLONASS accuracy field // 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. ICINS, 2017. Pp. 129–131. DOI:10.23919/icins.2017.7995606
10. **Скрыпник О.Н., Арефьева Н.Г., Арефьев Р.О.** Оптимизация траектории полета воздушного судна в динамичном поле точности ГЛОНАСС // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 5. С. 56–66. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-5-56-66
11. **Ярлыков М.С.** Статистическая теория радионавигации. М.: Радио и связь, 1985. 345 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Скрыпник Олег Николаевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, skripnikon@yandex.ru.

Нечаев Евгений Евгеньевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой управления воздушным движением МГТУ ГА, eenetchaev@mail.ru.

Арефьева Наталья Геннадьевна, кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, n_astrahanceva_awesome@mail.ru.

Арефьев Роман Олегович, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, seven7772009@yandex.ru.

Поступила в редакцию	01.07.2019	Received	01.07.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

УДК 621.396.96
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-32-42

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОГРАММЫ СОВМЕСТНОЙ ТРЕНАЖЕРНОЙ ПОДГОТОВКИ АВИАДИСПЕТЧЕРОВ И ПИЛОТОВ

А.И. СТЕПНОВА[1], С.М. СТЕПАНОВ[1], В.В. БОРСОЕВА[2], В.А. БОРСОЕВ[3]
[1]Ульяновский институт гражданской авиации
имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, г. Ульяновск, Россия
[2]Авиакомпания «Россия», г. Москва, Россия
[3]Институт аэронавигации, г. Москва, Россия

Тренажерная подготовка курсантов-авиадиспетчеров и курсантов-пилотов является неотъемлемой частью подготовки, которая позволяет сформировать навыки быстрого и правильного принятия решений в различного вида ситуациях. Для авиадиспетчера это упражнения на решение конфликтных ситуаций с воздушными судами в зоне своей ответственности, решение задач в штатных условиях полета, в условиях наличия неблагоприятных атмосферных условий и в условиях наличия особых случаев в полете. Для пилотов задача сводится к быстрому принятию решений по управлению воздушным судном в штатных условиях полета, неблагоприятных атмосферных условиях и особых случаях в полете. Как известно, работа авиадиспетчеров сопряжена с работой пилотов, однако подготовка в учебных заведениях проходит по отдельности, в результате образуются пробелы в знании специфики работы смежной специальности, что приводит к появлению ошибок. Оптимизация образовательного процесса является на сегодняшний день актуальной задачей. Программа совместной тренажерной подготовки может выступать как инструмент оптимизации. Эта программа позволяет совместно отработать навыки быстрого принятия решений, наглядно познакомиться со спецификой работы смежной специальности, что позволит создать полную картину воздушной обстановки. Под программой совместной тренажерной подготовки подразумевается совместный операционно-логический тренажер, объединяющий в себе два тренажера. Для диспетчера это отдельная зона воздушного пространства в виде сектора, для пилота это кабина экипажа. Таким образом, решение задач происходит последовательно от диспетчера к пилоту и наоборот, причем диспетчер имеет возможность наблюдать за алгоритмом действий пилота, а пилот за алгоритмом действий диспетчера.

Ключевые слова: оптимизация, тренажерная подготовка, программа совместной подготовки, человеческий фактор, авиадиспетчер, пилот.

ВВЕДЕНИЕ

Тренажерная подготовка играет значительную роль в подготовке авиадиспетчеров и пилотов гражданской авиации. В авиационных учебных заведениях тренажерная подготовка происходит по утвержденному плану, с применением имеющихся технических средств. Имеется в виду комплекс автоматизированных средств подготовки диспетчерского состава и комплексные тренажеры различных типов самолетов. Такие тренажеры имеют большой ряд достоинств, одним из которых является наглядное усвоение теоретического материала. В нашем случае будем проводить оценку тренажера, цель которого усвоение материала в двустороннем порядке[1].

Цель тренажера – быстрое и безошибочное выполнение отдельных операций курсантом-авиадиспетчером и курсантом-пилотом [1]. Могут быть подобраны операции различного вида, от обычных пультовых до сложных, связанных с решением нестандартных задач:

1) ориентация в расположении кнопок на приборной панели воздушного судна;
2) алгоритм работы с представленной группой кнопок;
3) порядок считывания показаний приборов, индикаторов или звуковых сигнализаций;
4) действия по вводу необходимых данных на индикаторы;

[1] Руководство по обучению в области человеческого фактора. Doc 9683-AN/950 / ИКАО. 1998.

5) порядок действий пилота при поступлении отдельных команд от диспетчера (изменение эшелона полета в связи с наличием конфликтного движения, изменение курса следования для достижения очередности захода на посадку или увеличения интервала с другим воздушным судном);

6) ориентация диспетчера в зоне ответственности;

7) порядок расстановки приоритетов при управлении большим количеством воздушных судов;

8) логика распознавания тенденции зарождения конфликтной ситуации;

9) порядок действий диспетчера при получении определенной информации от пилота воздушного судна (обход опасных метеорологических явлений, аварийной ситуации на борту, наличие больного пассажира на борту воздушного судна, нападение на экипаж).

При проектировании тренажера необходимо производить подбор и разработку операций отдельно для авиадиспетчера и отдельно для пилота. Для оптимизации совместной работы авиадиспетчера и пилота должен быть сформирован комплекс задач на совместное и последовательное решение поставленных задач. В этом случае делается акцент на увеличение количества времени на решение задачи за счет появления ошибок у второго человека-оператора, отрабатывающего совместное упражнение.

Разработка заданий должна проводиться тщательным образом, путем анализа методического материала – руководств летной эксплуатации, учебно-методических пособий по эксплуатации воздушного транспорта, управлению воздушным движением, а также рекомендаций пилотов-инструкторов и диспетчеров-инструкторов в равной степени – как подбор и составление заданий [2, 3]. Такой вид задач на реальном тренажере выносится на этап обучения перед тренажерной подготовкой с последующей минимизацией ее по времени [4]. Следовательно, в результате мы получаем требуемое высвобождение дорогостоящего тренажерного времени.

Важным и существенным достоинством при разработке тренажера является отсутствие необходимости в разработке сложных моделей [4]. Такие модели нужны для наглядной имитации работы сложного оборудования, бортовых систем воздушного судна, а также автоматизированных систем управления воздушным движением, что требуется для разработки программного обеспечения комплексного или процедурного тренажера [5, 6]. В нашем случае имитация в представленном тренажере требуется в объеме, достаточном для наглядного графического представления одной или группы операций в соответствии с операционно-логической необходимостью и достаточностью. В этом заключается значительная особенность экономического аспекта, поскольку на разработку, использование и обслуживание такого тренажера приходятся незначительные затраты, в результате чего мы имеем значительный выигрыш в части использования дорогостоящего тренажерного времени.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

При включении упражнений на мониторе представлено две картинки. Одна отражает кабину выбранного типа воздушного судна, а другая сектор ответственности диспетчера, осуществляющего непосредственное управление воздушным движением.

До загрузки упражнения пользователям предлагается выбрать тип воздушного судна или перейти к наглядному теоретическому освоению материала по данному упражнению. Комплекс теоретического материала может быть сформирован в соответствии с предложенным комплексом задач, которые необходимо решить в том или ином упражнении. Материал возможно также разделить по специальностям обучаемых, что позволит сконцентрировать внимание курсантов-авиадиспетчеров и курсантов-пилотов на интересующие моменты. Так пилот и авиадиспетчер смогут наглядно изучить представленный материал по своей и смежной специальности.

Характер и сложность упражнений могут быть разными, однако они обязательно должны иметь определенную направленность:

1) полет в штатных и бесконфликтных условиях;
2) полет с наличием неблагоприятных атмосферных условий;
3) полет с наличием особых случаев в полете.

Теоретическая часть представляет собой набор материала по конкретным упражнениям[1]:

1) для полета в штатных и бесконфликтных условиях – нормы эшелонирования, структура воздушного пространства, виды конфликтов, порядок разведения, фразеология радиообмена;

2) для полета с наличием неблагоприятных атмосферных условий – виды опасных метеорологических явлений (ОМЯ), порядок действий экипажа и диспетчера при обходе ОМЯ, фразеология радиообмена;

3) для полета с наличием особых случаев полета – виды аварийных ситуаций на борту, порядок действий пилота, диспетчера, фразеология радиообмена [7, 8].

После изучения теоретического материала курсантам-авиадиспетчерам и курсантам-пилотам предоставляется возможность перейти к тестовому упражнению. При этом всегда есть возможность после выполнения упражнения или в процессе прохождения упражнения вернуться к изучению теоретического материала, что позволяет минимизировать возможность появления пробелов в изучении.

Если говорить о структуре воздушного пространства, то оно имеет определенные закономерности и особенности в том или ином центре по аэронавигационному обслуживанию, поэтому изучение такого плана необходимо производить на авиационных предприятиях, после непосредственного трудоустройства.

При отработке совместного упражнения возможно проведение предварительного брифинга для курсантов-пилотов и курсантов-диспетчеров, в процессе которого проходит ознакомление обучаемых со структурой воздушного пространства, алгоритмом работы программы и способом введения информации.

Штатный полет на данном тренажере подразумевает бесконфликтный полет с высокой интенсивностью полетов и полет с наличием конфликтного движения. Таким образом, задача курсанта-диспетчера сводится к заблаговременному анализу воздушной обстановки, поиску и решению конфликтных ситуаций, принятию быстрых и наиболее оптимальных решений. Для курсанта-пилота – безотказная работа оборудования, штатные атмосферные условия и необходимость быстрого и правильного выполнения команд, поступающих от курсанта-диспетчера.

При наличии конфликтного движения курсант-диспетчер находит единственно верное решение или наиболее оптимальное из ряда. Возможные варианты решения конфликтной ситуации представлены в нижней части панели (рис. 1). В нашем случае эшелон (FL)380, FL360, FL340, FL330.

При выборе неверного ответа происходит сигнализация о тенденции сближения с другим воздушным судном (в данном примере желтые круги в формуляре сопровождения), после чего происходит переход на повторное изучение теоретического материала и предлагается повторно пройти упражнение. Однако стоит учесть, что упражнение будет отличаться от предыдущего, поскольку упражнения не повторяются, но задача остается прежней.

Воздушные суда появляются на мониторе в хаотичном порядке, что не позволит применить одно решение дважды, а нацелит на поиск оптимального решения конфликтной ситуации [9]. При этом структура диспетчерского сектора остается неизменной, поскольку в такого рода упражнениях не ставится задача на изучение особенностей определенного сектора, а делается акцент на возможные варианты развития событий с воздушными судами.

Рис. 1. Упражнение на решение конфликта на пересекающихся маршрутах
Fig. 1. Exercise on conflict resolution on intersecting routes

При выборе правильного варианта ответа осуществляется переход к следующему упражнению (рис. 2).

Задача курсанта-пилота в это время сводится к правильному подтверждению команд, выданных курсантом-диспетчером, и выполнению технологических операций, связанных с выполнением данной команды (при выдаче указаний диспетчера на смену эшелона пилоту необходимо осуществить правильные пультовые операции, что позволит перейти к следующему упражнению). При этом в кабине курсанта-пилота есть возможность понаблюдать за полетом пролетающих воздушных судов и сравнить с воздушной обстановкой у диспетчера в его зоне ответственности [10].

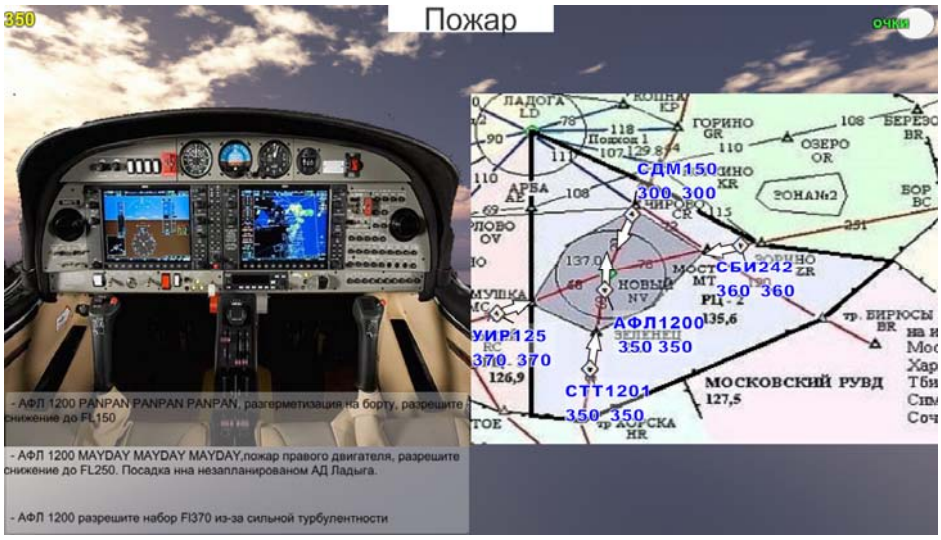


Рис. 2. Первый этап упражнения с нештатным случаем полета
Fig. 2. The first stage of exercise with an emergency in flight

При выборе правильного ответа происходит переход к следующему упражнению с конфликтным движением или нештатным случаем полета (рис. 3).

Пилот должен правильно распознать неполадку по сигнализации в кабине и выбрать правильный вариант ответа под картинкой кабины. В нашем случае второй вариант ответа – пожар правого двигателя[2].

В диалоговом окне пилота, так же как и у диспетчера, отображаются возможные варианты ответа.

При выборе неправильного ответа происходит срабатывание сигнализации и переход на повторное изучение теоретического материала[3].

При выборе правильного ответа упражнение продолжается или осуществляется переход к выполнению следующего упражнения [11, 12].

Рис. 3. Второй этап упражнения с нештатным случаем полета
Fig. 3. The second stage of exercise with an emergency in flight

В нашем случае при выборе правильного ответа – пожар правого двигателя – у воздушного судна АФЛ1200 загорелась сигнализация БД, которая сигнализирует о бедствии на борту воздушного судна (ВС), и диспетчеру предоставляется выбор правильного ответа.

В конкретном случае второго ответа, поскольку курсант-диспетчер наблюдает наличие встречного ВС СДМ150, которое будет мешать самолету, терпящему бедствие при снижении. Немедленный отворот СДМ150 является единственным правильным решением в данном случае, поскольку ВС, терпящее бедствие, пользуется абсолютным приоритетом.

После выдачи команды на отворот курсанту-пилоту необходимо в правильном порядке переключить тумблеры на панели, при выборе правильного ответа СДМ150 начинает отклоняться от маршрута, а АФЛ1200 начинает снижение (рис. 4).

Курсант-пилот имеет возможность наблюдать картинку, которую видит курсант-диспетчер непосредственно в момент конфликта[4].

Для определения эффективности упражнения был проведен тестовый опрос курсантов диспетчеров и пилотов Ульяновского института гражданской авиации, состоящих из ряда вопросов по смежной специальности.

---

[2] Инструкция по организации работы тренажерных центров УВД: утв. М-вом гражд. авиации 26.08.87. М.: Воздушный транспорт, 1987.

[3] Human Factors Module: Critical Incident Stress Management. HUM.ET1.ST13.3000-REP-01. Ed. 1.0. Released Issue. Brussels: EUROCONTROL, 1997.

[4] Руководство по профессиональной подготовке персонала обслуживания воздушного движения гражданской авиации: утв. Распоряжением ФСВТ РФ от 01.02.2000 г.

Рис. 4. Третий этап упражнения с нештатным случаем полета
Fig. 4. The third stage of exercise with an emergency in flight

В табл. 1 приведен пример статистических данных, полученных путем тестового опроса курсантов-диспетчеров. Приведены данные по количеству правильно выданных ответов, их процентное соотношение и выставленная оценка.

Таблица 1
Table 1

Пример статистических данных по результатам прохождения теста
Example of statistical data on the results of the first test

№ п/п	Д-15-1			Д-15-2			Д-15-3		
	Верн. ответы	% вып. задания	Оценка	Верн. ответы	% вып. задания	Оценка	Верн. ответы	% вып. задания	Оценка
1	28	93	5	25	83	4	13	43	2
2	20	67	3	24	80	4	13	43	2
3	24	80	4	28	93	5	20	67	3
4	20	67	3	25	83	4	19	63	3
5	25	83	4	24	80	4	15	50	3
6	24	80	4	24	80	4	13	43	2
7	23	76	4	24	80	4	13	43	2
8	24	80	4	23	77	4	0	0	0
9	0	0	0	25	83	4	0	0	0
10	20	67	3	16	53	3	24	80	4
11	23	77	4	25	83	4	25	83	4
12	23	77	4	25	83	4	15	50	3
13	24	80	4	23	77	4	17	57	3
14	15	50	3	23	77	4	25	83	4
15	16	53	3	27	90	5	0	0	0
16	23	77	4	25	83	4	15	50	3
17	23	77	4	25	83	4	14	47	2
18	25	83	4	24	80	4	25	83	4

Продолжение таблицы 1
Continuance of Table 1

19	23	77	4	25	83	4	14	47	2
20	24	80	4	21	70	3	25	83	4
21	23	77	4	24	80	4	15	50	3
22	0	0	0	16	53	3	20	67	3
23	22	73	4	15	50	3	25	83	4
24	22	73	4	27	90	5	20	67	3
25	27	90	5	24	80	4	15	50	3
26	27	90	5	16	53	3	23	77	4
27	15	50	3	24	80	4	17	57	3
28	14	47	3	24	80	4	27	90	5
29	0	0	0	25	83	4	17	57	3
30	23	77	4	26	87	4	25	83	4

В табл. 2 приведены статистические данные после совместной тренажерной подготовки курсантов-диспетчеров. При этом были выбраны критерии оценок, которые приведены в табл. 3.

Таблица 2
Table 2

Пример статистических данных по результатам прохождения второго теста
Example of statistical data on the results of the second test

№ п/п	Д-15-1			Д-15-2			Д-15-3		
	Верн. ответы	% вып. задания	Оценка	Верн. ответы	% вып. задания	Оцен-ка	Верн. ответы	% вып. задания	Оценка
1	29	97	5	24	80	4	27	90	5
2	22	73	4	27	90	5	28	93	5
3	24	80	4	29	97	5	17	57	3
4	26	87	4	28	93	5	22	73	4
5	22	73	4	15	50	3	19	63	3
6	28	93	5	27	90	5	16	53	3
7	28	93	5	27	90	5	24	80	4
8	24	80	4	27	90	5	0	0	0
9	0	0	0	28	93	5	0	0	0
10	28	93	5	22	73	4	25	83	4
11	27	90	5	28	93	5	21	70	3
12	24	80	4	19	63	3	22	73	4
13	22	73	4	28	93	5	20	67	3
14	30	100	5	28	93	5	24	80	4
15	25	83	4	22	73	4	0	0	0
16	28	93	5	22	73	4	27	90	5
17	24	80	4	24	80	4	28	93	5
18	26	87	4	28	93	5	17	57	3
19	27	90	5	27	90	5	18	60	3
20	27	90	5	27	90	5	26	87	4

Продолжение таблицы 2
Continuance of Table 2

21	25	83	4	27	90	5	24	80	4
22	0	0	0	17	57	3	22	73	4
23	27	90	5	25	83	4	27	90	5
24	24	80	4	23	77	4	24	80	4
25	28	93	5	27	90	5	28	93	5
26	25	83	4	27	90	5	26	87	4
27	24	80	4	22	73	4	22	73	4
28	28	93	5	24	80	4	15	50	3
29	0	0	0	27	90	5	26	87	4
30	27	93	5	22	73	4	27	90	5

В табл. 4 приведены результаты опроса, выраженные в среднем балле. При этом видно, что курсанты-диспетчеры и курсанты-пилоты обладают не достаточно высоким уровнем знаний по вопросам, касающимся особенностей работы смежной специальности, что в очередной раз доказывает, что подготовка диспетчеров и пилотов проходит отдельно друг от друга. В табл. 5 приведен полный перечень результатов тестового опроса после совместного обучения на представленном тренажере.

Таблица 3
Table 3

Критерии оценок теста
Evaluation criteria of the test

Количество правильных ответов	Процентное соотношение правильных ответов	Оценка
27–30	90–100	5
22–26	75–89	4
15–21	50–74	3
0–14	0–49	2

Таблица 4
Table 4

Оценка уровня знаний курсантов до тренажерной подготовки
Assessment of the level of knowledge of cadets before training

	Д-15-1	Д-15-2	Д-15-3	П-15-1	П-15-2	П-15-3
Средний балл	3,9	3,9	3,1	2,5	2,9	3,5

Таблица 5
Table 5

Оценка уровня знаний курсантов после тренажерной подготовки
Assessment of the level of knowledge of cadets after training

	Д-15-1	Д-15-2	Д-15-3	П-15-1	П-15-2	П-15-3
Средний балл	4,5	4,5	4,0	4,0	4,0	4,1

Рассмотрев все данные, можно прийти к выводу, что в целом имеется тенденция к повышению среднего балла, что свидетельствует о быстром и наглядном усвоении материала после использования совместного упражнения в качестве тренажерной подготовки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, курсант-диспетчер и курсант-пилот во время упражнения имеют возможность наглядно ознакомиться с особенностями работы, что очень важно в силу того, что ни действующий авиадиспетчер, ни действующий пилот не имеют возможность на практике увидеть работу друг друга. Задача каждого сводится только к решению своих технологических операций. Однако на этапе обучения такая проблема может быть решена посредством применения совместного тренажера.

Конечно, такой вариант тренажерной подготовки преимущественно нацелен на курсантов, поскольку позволит выработать навыки быстрого и правильного принятия решений и в свою очередь минимизировать количество ошибок, освоить азы смежной сопряженной специальности. Однако есть возможность применять данные упражнения для самостоятельной подготовки, что будет полезно для действующих пилотов и диспетчеров. В данном случае будет производиться выбор одного пользователя [12].

Такая подготовка в большей степени необходима диспетчерам, поскольку для пилотов уже существует большое количество программ подготовки на определенный тип ВС, которые позволяют детально изучить порядок действий в том или ином случае полета, отработать пультовые операции в домашних условиях на рабочем компьютере, для диспетчера же такие программы отсутствуют.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Зубков Б.В., Степанов С.М., Чухин В.С.** Операционно-логическая тренировка курсантов-пилотов на этапе предтренажерной подготовки // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 162. С. 7–11.
2. **Плотников Н.И.** Ресурсы пилота. Надежность: монография. Новосибирск: ЗАО ИПЦ «АвиаМенеджер», 2013. 264 с.
3. **Лебедев А.М.** Метод расчета ожидаемого предотвращенного ущерба от авиационных происшествий: монография. Ульяновск: УВАУ ГА, 2007. 155 с.
4. **Зубков Б.В., Рыбалкин В.В.** Человеческий фактор и безопасность полетов. М.: МГТУ ГА, 1994. 68 с.
5. **Евстигнеев Д.А.** Подготовка авиационного персонала в области человеческого фактора: учеб.-метод. пособие. Ульяновск: УВАУ ГА, 2009. С. 4–5.
6. **Updegrove J.A., Jafer S.** Optimization of air traffic control training at the Federal Aviation Administration Academy [Электронный ресурс] // Aerospace. 2017. Vol. 4, iss. 4. URL: https://www.mdpi.com/2226-4310/4/4/50 (дата обращения: 20.08.2018).
7. **Овчаров В.Е.** «Человеческий фактор» в авиационных происшествиях: метод. материалы / Межгосударственный авиационный комитет. М.: Энергия, 2005. 78 с.
8. **Kuznetsova N.B.** Transmission of information and communication as a human factor crucial in aircraft maintenance // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2017. № 2. С. 240–246.
9. **Анодина Т.Г., Кузнецов А.А., Маркович Е.Д.** Автоматизация управления воздушным движением. М.: Транспорт, 1992. 280 с.
10. **Hauland G.** Measuring individual and team situation awareness during planning tasks in training of en route air traffic control // The International Journal of Aviation Psychology. 2008. Vol. 18, № 3. Pp. 290–304.
11. **Потапов А.Н.** Оптимизация тренажерной подготовки операторов сложных информационных радиоэлектронных систем управления воздушным движением // Материалы 11 Международной научно-методической конференции «Информатика: проблемы, методология, технологии». Т. 2. Воронеж: ВГУ, 2011. С. 216–222.

12. Козлов А.С. Человеческий фактор и система обеспечения безопасности полетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 182. С. 84–88.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Степнова Анастасия Ивановна, аспирант кафедры авиационной техники Ульяновского института гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, Nast9679@yandex.ru.

Степанов Сергей Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационной техники Ульяновского института гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева, Uvauga-kvs@yandex.ru.

Борсоева Вера Владимировна, старший специалист авиакомпании «Россия», Borsoeva_vera@mail.ru.

Борсоев Владимир Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой навигационного обеспечения полетов и аэронавигационной информации Института аэронавигации, Borsoev@aeronav.aero.

ANALYSIS OF EFFECTIVENESS OF THE PROGRAM OF JOINED AIR TRAFFIC CONTROLLES AND PILOTS TRAINING

Anastasiya I. Stepnova[1], Sergey M. Stepanov[1], Vera V. Borsoeva[2], Vladimir A. Borsoev[3]

[1]Ulyanovsk Civil Aviation Institute, Ulyanovsk, Russia
[2]Rossiya Airlines, Moscow, Russia
[3]Institute of Air Navigation, Moscow, Russia

ABSTRACT

Training of cadets-air traffic controllers and cadets-pilots is an integral part of the training, which allows you to form the skills of quick and correct decision-making in different types of situations. For the air traffic controller, these are exercises to solve conflict situations with aircraft in the area of their responsibility, solving problems in normal flight conditions, in unfavorable atmospheric conditions and in the non-routine situations in flight. For the pilots, solutions to the problems are reduced to the rapid decision-making on aircraft control in normal flight conditions, adverse atmospheric conditions and non-routine situations in flight. As you know, the work of air traffic controllers is associated with the work of pilots, but training in educational institutions takes place separately, resulting in gaps in knowledge of the specifics of the adjacent specialty, and, eventually, leads to errors. Optimization of the educational process is currently an urgent task. The program of joint training can act as an optimization tool. The program enables you to collaboratively practice the skills of fast decision-making, clearly to learn the specifics of the related specialties that will allow you to create a complete picture of the air situation. The program of joint training implies the joint operational logic simulator that combines two simulators. For the air traffic controller, this is a separate airspace area in the form of a sector, for the pilot it is the cockpit. Thus, the solution to the problems occurs sequentially from the air traffic controller to the pilot and vice versa, and the controller has the ability to observe the algorithm of the pilot's actions, and the pilot is able to monitor the algorithm of the controller's actions.

Key words: optimization, training, joint training program, human factor, air traffic controller, pilot.

REFERENCES

1. Zubkov, B.V., Stepanov, S.M. and Chukhin, V.S. (2010). *A surgical and logic training for the students on the stage of pre-training on flight simulator.* Scientific Bulletin of MSTUCA, no. 162, pp. 7–11. (in Russian)

2. Plotnikov, N.I. (2013). *Resursy pilota. Nadezhnost: Monografiya* [Resources of a pilot. Reliability: Monograph]. Novosibirsk: CAO IPC «Aviatio Management», 264 p. (in Russian)

3. Lebedev, A.M. (2007). *Metod rascheta ozhidayemogo predotvrashchennogo ushcherba ot aviatsionnykh proisshestviy: Monografiya* [The method of calculating the expected avoided damage from the accident: Monografiya]. Ulyanovsk: Ulyanovsk Higher Civil Aviation School, 155 p. (in Russian)

4. Zubkov, B.V. and Rybalkin, V.V. (1994). *Chelovecheskiy factor i bezopasnost poletov* [Human factor and flight safety]. Moscow: MGTU GA, 68 p. (in Russian).

5. Yevstigneyev, D.A. (2009). Podgotovka aviatsionnogo personala v oblasti chelovecheskogo faktora: Uchebno-metodicheskoe posobiye [The aviation personnel training in human factor: Training manual]. Ulyanovsk: UVAU GA, 65 p. (in Russian)

6. Updegrove, J.A. and Jafer, S. (2017). *Optimization of air traffic control training at the Federal Aviation Administration Academy*. Aerospace, vol. 4, iss. 4. Available at: https://www.mdpi.com/2226-4310/4/4/50 (accessed: 20.08.2018). (in Russian)

7. Ovcharov, V.Ye. (2005). *"Chelovecheskiy factor" v aviatsionnykh proisshestviyakh: Metod. materialy* ["Human Factor" in aviation accidents: Training materials]. Mezhgosudarstvennyy aviatsionnyy komitet [Interstate Aviation Committee]. Moscow: Energiya, 78 p. (in Russian)

8. Kuznetsova, N.B. (2017). *Transmission of information and communication as a human factor.* Crede Experto: transport, society, education, language, no. 2, pp. 240–246.

9. Anodina, T.G., Kuznetsov, A.A. and Markovich, Ye.D. (1992). *Avtomatizatsiya upravleniya vozdushnym dvizheniyem* [Automation of air traffic control]. Moscow: Transport, 280 p. (in Russian)

10. Hauland, G. (2008). *Measuring individual and team situation awareness during planning tasks in training of en route air traffic control.* The International Journal of Aviation Psychology, vol. 18, no. 3, pp. 290–304.

11. Potapov, A.N. (2011). *Optimizatsiya trenazhernoy podgotovki operatorov slozhnykh informatsionnykh radioelektronnykh system upravleniya vozdushnym dvizheniem* [Optimization of simulator training operators of complex information radio electronic systems of air traffic control]. *Materialy 11 Mezhdunarodnoy nauchno-metodicheskoy konfirentsii "Informatika: problemy, metodologiya, tekhnologii"* [Proceedings of the 11th International scientific and methodological conference «Informatics: problems, methodology, technology»]. Voronezh: VGU, vol. 2, pp. 216–222. (in Russian)

12. Kozlov, A.S. (2012). *The human factor like the main element in system of safety of flight.* The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 182, pp. 84–88.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Anastasiya I. Stepnova, Postgraduate Student of the Aviation Technique Chair, Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Chief Air Marshal B.P. Bugayev, nast9679@yandex.ru.

Sergey M. Stepanov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Technique Chair, Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Chief Air Marshal B.P. Bugayev, uvauga-kvs@yandex.ru.

Vera V. Borsoeva, Senior Specialist of Rossiya Airlines, borsoeva_vera@mail.ru.

Vladimir A. Borsoev, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Navigation Providence of Flight and Air Navigation Information of Institute of Air Navigation, Borsoev@aeronav.aero.

Поступила в редакцию	24.05.2019	Received	24.05.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

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 551.:629.130
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-43-53

ПОВЫШЕНИЕ ОПРАВДЫВАЕМОСТИ МЕТЕОПРОГНОЗОВ ПО АЭРОДРОМУ ПУТЕМ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ МЕТЕОПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ

Э.А. БОЛЕЛОВ[1]
[1]*Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия*

Оправдываемость авиационных метеопрогнозов является одним из основных показателей, характеризующих качество метеорологического обеспечения полетов. Существенное влияние качества метеорологического обеспечения полетов на безопасность и регулярность полетов подтверждается результатами ежегодных анализов, проводимых Федеральным агентством воздушного транспорта России и «Авиаметтелеком Росгидромета». В настоящее время качество метеорологического обеспечения полетов по-прежнему остается на достаточно низком уровне по сравнению со странами, которые являются признанными лидерами в авиационной отрасли. Для разработки качественных метеопрогнозов по аэродрому синоптику аэродромной метеослужбы требуется достаточно большой объем информации, основу которого составляют данные метеорологических измерений и наблюдений, полученные с помощью аэродромных метеорологических систем. Отсутствие достоверной информации о значении метеопараметров атмосферы не позволяет синоптику сформировать качественный метеопрогноз, поэтому нередки случаи, когда синоптик аэродромной метеослужбы дает перестраховочный прогноз. Вместе с тем в составе современных аэродромных метеорологических систем имеются достаточно совершенные системы и устройства измерения параметров атмосферы. Более полное использование всех достоинств этих систем в целях разработки качественных метеопрогнозов и, следовательно, повышения их оправдываемости можно обеспечить путем комплексной обработки получаемой метеорологической информации. Важнейшей характеристикой атмосферы является температура воздуха на высотах полета воздушных судов. Достоверные знания о профиле температуры во многом определяют оправдываемость метеопрогнозов и прогнозов опасных для авиации метеоявлений. В статье в качестве примера рассмотрен алгоритм комплексной обработки информации о профиле температуры в районе аэродрома, получена структурная схема алгоритма и приведены результаты моделирования профиля температуры и его комплексной оценки.

Ключевые слова: метеорологическое обеспечение полетов, безопасность полетов, комплексная обработка информации, метеопрогноз, профиль температуры, температурный профилемер.

ВВЕДЕНИЕ

Проводимый анализ метеорологического обеспечения полетов[1] и влияния его качества на безопасность и регулярность полетов гражданской авиации в Российской Федерации позволяет говорить о том, что качество метеорологического обеспечения полетов (МОП) по-прежнему остается на достаточно низком уровне по сравнению со странами, которые являются

[1] Анализ состояния метеообеспечения гражданской авиации. Отчеты [Электронный ресурс] // ФГБУ «Авиаметтелеком Росгидромета»: офиц. сайт. URL: http://www.aviamettelecom.ru/?id_top30 (дата обращения: 15.05.2019).

признанными лидерами в авиационной отрасли [1]. Анализ причин авиационных происшествий (АП) в Российской Федерации показывает, что 9 % АП связаны с недостатками в МОП (см. рис. 1), а оценка степени влияния различных факторов на причины АП, связанные с нарушением метеоминимума, свидетельствует о высокой степени влияния недостатков МОП (до 25 %) на безопасность полетов гражданской авиации.

Важнейшим показателем качества МОП является оправдываемость метеорологических прогнозов [9, 10], представляющая собой степень соответствия прогнозируемых метеорологических величин и явлений фактически наблюдавшимся.

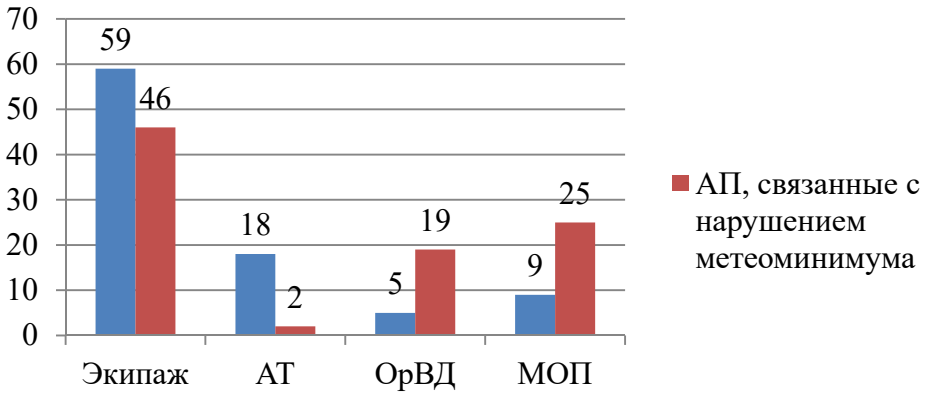


Рис. 1. Анализ причин авиационных происшествий
Fig. 1. Analysis of the accidents causes

Из определения оправдываемости PWF очевидно, что она носит вероятностный характер и может быть представлена как

$$PWF = P\{WF \mid WE\}, \tag{1}$$

где WF – метеопрогноз, WE – фактически наблюдаемые метеовеличины и метеоявления.

Наилучший метеопрогноз, очевидно, будет определяться из условия

$$WF^* : \max_{\{WF\}} PWF. \tag{2}$$

Проблема обеспечения высокой оправдываемости метеопрогнозов включает в себя ряд аспектов технического, нормативно-правового и организационного характера. Рассматривая только технические аспекты этой проблемы и не касаясь в рамках настоящей статьи нормативно-правовых и организационных аспектов, а также методик прогнозирования, можно считать, что оправдываемость метеопрогнозов будет не хуже требуемой, если технические характеристики средств проведения метеорологических измерений и наблюдений соответствуют требованиям нормативно-технической документации.

Дальнейшее увеличение оправдываемости метеопрогнозов связано с наиболее полным использованием информации всех метеосистем и устройств, измеряющих значения параметров атмосферы. Оправдываемость метеорологических прогнозов зависит от качества метеорологической информации, поступающей от аэродромных метеорологических систем и комплексов (АМС) I_{AMC} и метеорологической информации, поступающей по сети передачи данных (АПСД) Росгидромета $I_{АСПД}$, основу которой составляют данные аэрологической сети, сети

метеорологических радиолокационных станций, наземных метеорологических станций и спутниковой метеорологической сети:

$$PWF = f\left(I_{AMC}, I_{АСПД}\right). \quad (3)$$

Каждая из составляющих, входящих в (3), зависит в свою очередь от алгоритмов обработки метеорологической информации A, технических характеристик средств проведения метеоизмерений и наблюдений Y и профессиональной подготовленности метеорологов Q. Ограничимся рассмотрением только той информации, которая поступает от аэродромных средств проведения метеоизмерений и наблюдений. Это упрощение оправдано, т. к. на разработку метеопрогнозов по аэродрому в большей степени оказывает влияние информация от аэродромных средств проведения метеоизмерений и наблюдений.

В этом случае задачу повышения оправдываемости метеопрогнозов можно сформулировать следующим образом. Требуется разработать такой алгоритм обработки метеорологической информации A^{*}_{AMC}, при котором оправдываемость метеопрогнозов была бы выше при имеющемся уровне профессиональной подготовки метеорологов аэродромных метеослужб Q_{AMC} и технических характеристиках средств проведения метеоизмерений и наблюдений на аэродроме Y_{AMC}:

$$PWF^{*}\left(A^{*}_{AMC} \mid Y_{AMC}, Q_{AMC}\right) > PWF\left(A_{AMC} \mid Y_{AMC}, Q_{AMC}\right). \quad (4)$$

Решение данной задачи лежит непосредственно в области разработки комплексных алгоритмов обработки информации, основная цель которых состоит в наиболее полном использовании всех достоинств измерителей, принципы работы которых, как правило, основаны на различных физических принципах. Среди достаточно большого многообразия методов комплексирования особое место занимает марковская теория комплексирования измерителей. Ее достоинства изложены в ряде работ, например [2, 3].

Рассмотрим в качестве примера алгоритм комплексной обработки информации о профиле температуры в районе аэродрома.

АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ О ПРОФИЛЕ ТЕМПЕРАТУРЫ В РАЙОНЕ АЭРОДРОМА

Комплексная обработка информации о профиле температуры требуется для решения задач:

– определения и прогнозирования температурных инверсий и наличия сверхадиабатического профиля температуры в приземном слое;

– прогнозирования зон обледенения;

– прогнозирования туманов.

Температурные инверсии и наличие сверхадиабатического профиля температуры в приземном слое оказывает опасное влияние на взлет и посадку воздушного судна (ВС). Для обнаружения изменений профиля температуры в приземном слое и его прогноза требуется достоверная информация о текущем профиле температуры. В настоящее время на аэродромах устанавливаются температурные профилемеры (ТП), принцип работы которых основан на методах радиометрии. ТП является средством дистанционного измерения температуры и измеряет профиль температуры угломестным способом последовательно во времени по высотам зондирования от 0 до 1000 м. Значения температуры выдаются в АМС в фиксированные моменты времени, при этом дискретность выдачи значений профиля температуры для высот от 0 до 100 м со-

ставляет 25 м, а в диапазоне высот от 100 до 1000 м – 50 м. Интервал выдачи значений профиля температуры составляет 75 с. ТП требует периодической калибровки. Калибровка ТП осуществляется от аэродромной метеорологической системы, измеряющей температуру воздуха у поверхности земли $T_{AMC}(h=0)$. На основании этой информации ТП производит сравнение температуры путем вычисления разницы $T_{AMC}(h=0)-T_{TП}(h=0)$, которая применяется для корректировки весовых коэффициентов, используемых в ТП при вычислении профиля температуры. Такой способ калибровки имеет существенный недостаток, т. к. не осуществляется калибровка по всему измеренному профилю температуры. Как показано в [4], измерения профиля температуры ТП могут содержать существенные ошибки, которые могут составлять несколько ºС, причем ошибка измерения температуры увеличивается с высотой.

Достоверную информацию о профиле температуры можно получить используя алгоритм КОИ о профиле температуры на основе информации от ТП и аэродромной системы радиозондирования (АСРЗ), основу которой составляет беспилотный метеоразведчик (БМР). В АСРЗ реализован контактный метод измерения температуры, и измерение профиля температуры осуществляется последовательно во времени путем подъема БМР на заданную высоту зондирования. АСРЗ обеспечивает выдачу в АМС значений профиля температуры с интервалом в 2,5 с. В дальнейшем для определенности будем полагать, что комплексная обработка информации о профиле температуры осуществляется до высоты 1000 м, т. к. для высот более 1000 м измерение профиля температуры может производиться только АСРЗ.

Сформулируем постановку задачи комплексной обработки метеоинформации в рамках марковской теории комплексирования.

Рассмотрим некоторую область пространства в районе аэродрома Ω. Размеры области Ω в вертикальной плоскости ограничиваются 1000 м, а в горизонтальной плоскости окружностью радиуса 15–20 км вокруг аэродрома. Именно в этой области пространства производятся все взлетно-посадочные маневры ВС, а профили температуры имеют важнейшее значение для безопасности полетов. Значение температуры в каждой точке рассматриваемой области Ω зависит от местоположения этой точки (x, y, h) и времени *t*. В связи с этим в области Ω имеет место случайное изменяющееся во времени трехмерное поле значений температуры $T(t, x, y, h)$. Оценка значений трехмерного поля является весьма трудоемкой операцией, а практическая реализация алгоритмов оценивания случайных трехмерных полей достаточно сложна и требует больших вычислительных затрат [3]. Практическая реализация алгоритмов комплексной обработки информации о профиле температуры накладывает достаточно жесткие ограничения на объемы вычислительных операций в аэродромных метеорологических системах и комплексах. Кроме этого, анализ изменчивости значений метеопараметров в зоне ответственности АМС позволяет провести обоснованные упрощения алгоритмов КОИ. В работах В.Д. Решетова, М.М. Борисенко, М.В. Завариной приводятся результаты исследования пространственно-временной изменчивости метеопараметров атмосферы [6, 7, 8]. В частности, показано, что изменчивость температуры в горизонтальной плоскости $T(x, y)$ имеет достаточно небольшие значения и даже в мезомасштабе хорошо описывается простыми моделями. В области рассматриваемого пространства Ω температуру воздуха на фиксированной высоте полета можно считать неизменной $T(x, y) \approx const.$ Изменение температуры с высотой существенно, причем вертикальный градиент температуры $\frac{dT(h)}{dh}$ может достигать достаточно больших значений. В связи с этим при синтезе алгоритмов комплексной обработки информации (КОИ) о профиле температуры следует рассматривать только вертикальный профиль температуры $T(h)$.

В ТП и АСРЗ измерения профиля температуры $T(h)$ производится последовательно по высотам в течение заданного времени зондирования $[t_0, t_з]$. Строго говоря, периоды времени зондирования ТП и АСРЗ могут и не совпадать. Время зондирования ТП составляет 5 минут, а время зондирования АСРЗ зависит от скорости подъема БМР. При штатных скоростях подъема БМР 4–5 м/с время зондирования АСРЗ может быть согласовано со временем зондирования ТП.

Синтез оптимальных алгоритмов КОИ о профиле температуры с использованием измеренных значений на выходе ТП и АСРЗ предполагает описание статистической динамики $T(t_k)$. Математическая модель динамики $T(t_k)$ может быть получена на основании статистической обработки измеренных профилей температуры за достаточно длительный период. Кроме этого, следует учитывать географическое расположение аэродрома. В данной задаче такой подход представляется не вполне продуктивным, так как корректное описание динамики изменения профиля температуры с учетом разнообразных факторов, как правило, приводит к весьма сложным математическим моделям. Синтез оптимальных алгоритмов КОИ без привлечения таких моделей может быть выполнен на основе метода распределения информации [3, 4]. Метод распределения информации позволяет сократить размерность вектора состояния и тем самым уменьшить объем вычислений алгоритма КОИ профиля температуры. Также в постановке задачи синтеза алгоритмов КОИ профиля температуры необходимо учесть то обстоятельство, что измерения профиля температуры АСРЗ проводятся с более высокой частотой, чем измерения ТП. Поэтому целесообразно использовать метод накопления информации, заключающийся в том, что можно накопить результаты N измерений АСРЗ и обрабатывать их в более редкие моменты времени t_k, тем более что приращение информации за счет обработки результата одного измерения будет незначительным.

Значение температуры может быть представлено как

$$T(t_k) = T_{MCA} + \Delta T(t_k), \tag{5}$$

где T_{MCA} – значение температуры по международной стандартной атмосфере (МСА); $\Delta T(t_k)$ – неизвестные случайные отклонения температуры от значения T_{MCA}, которые являются скрытыми факторами угрозы безопасности полетов.

Уравнение, описывающее динамику изменения $\Delta T(t_k)$ можно записать в виде

$$\Delta T(t_{k+1}) = \Delta T(t_k) + \Delta t \sum_{l=0}^{N-1} \frac{\Delta T(t_{l+1}) - \Delta T(t_{l-1})}{2\tau}, \tag{6}$$

где $\Delta T(t_k) = T(t_k) - T_{MCA}$; $\Delta t = t_{k+1} - t_k$, $t_k \in [t_0, t_з]$; $\tau = t_{l+1} - t_l$, $t_l \in [t_k, t_{k+1}]$, $N = \dfrac{\Delta t}{\tau}$.

Математическая модель измерения профиля температуры ТП может быть представлена выражением

$$T_{ТП}(t_k) = T_{MCA} + \Delta T(t_k) + \varepsilon_{ТП}(t_k), \tag{7}$$

где $\varepsilon_{ТП}(t_k)$ – ошибка измерения ТП.

Входящая в выражения (6) ошибка измерения температуры хорошо описывается математической моделью:

$$\varepsilon_{ТП}(t_k) = a_\varepsilon \varepsilon_{ТП}(t_{k-1}) + b_\varepsilon n_{ТП}(t_{k-1}), \quad \varepsilon_{ТП}(t_0) = \varepsilon_{ТП0}, \tag{8}$$

где a_ε – коэффициент, определяемый постоянной времени измерителя; b_ε – коэффициент, определяемый значением стационарной дисперсии погрешности измерителя; $n_{ТП}(t_k)$ – случайная гауссовская величина с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией.

В соответствии с методом накопления информации к моменту проведения очередных наблюдений ТП вычисляются значения $T_{АСРЗ}(t_l)$ в моменты времени $t_l \in [t_k, t_{k+1}]$. Измерения АСРЗ отнесем к вектору известных функций времени, входящих в уравнение динамики вектора состояния. С практической точки зрения это вполне оправдано, т. к. точность измерения температуры контактным методом существенно выше точности измерения дистанционным методом. Тогда уравнение (6) может быть записано в виде

$$\Delta T(t_{k+1}) = \Delta T(t_k) + \Delta t \sum_{l=0}^{N-1} \frac{\Delta T_{РЗ}(t_{l+1}) - \Delta T_{РЗ}(t_{l-1})}{2\tau}. \tag{9}$$

Измерение (7) с учетом (8) может быть представлено в виде

$$\Delta T_{ТП}(t_k) = \Delta T(t_k) + \Delta t \sum_{l=0}^{N-1} \frac{\Delta T_{РЗ}(t_{l+1}) - \Delta T_{РЗ}(t_{l-1})}{2\tau} + a_\varepsilon \varepsilon_{ТП}(t_{k-1}) + b_\varepsilon n_{ТП}(t_{k-1}), \tag{10}$$

где $\Delta T_{ТП}(t_k) = T_{ТП}(t_k) - T_{МСА}$.

В рассматриваемой задаче с учетом (6)–(10) вектор состояния включает в себя следующие компоненты:

$$\mathbf{X}(t_k) = \left[\Delta T(t_k) \quad \varepsilon_{ТП}(t_k)\right]^T, \tag{11}$$

а вектор наблюдения

$$\mathbf{Z}(t_k) = \left[\Delta T_{ТП}(t_k)\right], \tag{12}$$

т. е. вектор наблюдения является скалярной величиной.

Динамика изменения компонент вектора состояния описывается уравнением

$$\mathbf{X}(t_{k+1}) = \mathbf{\Phi}_{XX}\mathbf{X}(t_k) + \mathbf{\Phi}_{XZ} + \mathbf{\Gamma}_X \mathbf{N}(t_k), \quad \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \tag{13}$$

где ненулевые элементы матриц имеют значения: $\mathbf{\Phi}_{XX}(1,1) = 1$, $\mathbf{\Phi}_{XX}(2,2) = a_\varepsilon$, $\mathbf{\Phi}_{XZ}(1,1) = \Delta t \sum_{l=0}^{N-1} \frac{\Delta T_{РЗ}(t_{l+1}) - \Delta T_{РЗ}(t_{l-1})}{2\tau}$, $\mathbf{\Gamma}_X(2,1) = b_\varepsilon$; $\mathbf{N}(t_k) = \left[n_{ТП}(t_k)\right]$.

Уравнение наблюдения в векторно-матричном виде имеет вид

$$\mathbf{Z}(t_k) = \Delta T_{ТП}(t_k) = \mathbf{\Phi}_{ZX}\mathbf{X}(t_k) + \mathbf{\Phi}_{ZZ} + \mathbf{\Gamma}_Z\mathbf{N}(t_k), \tag{14}$$

где ненулевые элементы матриц имеют значения: $\mathbf{\Phi}_{ZX}(1,1) = 1$, $\mathbf{\Phi}_{ZX}(1,2) = a_\varepsilon$, $\mathbf{\Phi}_{ZZ} = \Delta t \sum_{l=0}^{N-1} \frac{\Delta T_{РЗ}(t_{l+1}) - \Delta T_{РЗ}(t_{l-1})}{2\tau}$, $\mathbf{\Gamma}_Z = b_\varepsilon$.

Приведенные соотношения полностью определяют модели векторов состояния и наблюдения. Таким образом, располагая априорными сведениями об изменении во времени компонент вектора состояния (13) и имея наблюдения (14), определим наилучшую оценку вектора состояния $\mathbf{X}^*(t_k)$, которая должна удовлетворять критерию минимума апостериорного среднего риска при квадратичной функции потерь.

В соответствии с методикой, приведенной в [2, 3], для оптимальных алгоритмов КОИ о профиле температуры уравнение оценки вектора состояния будет иметь вид

$$\mathbf{X}^*(t_{k+1}) = \mathbf{\Phi}_{XX}\mathbf{X}^*(t_k) + \mathbf{\Phi}_{XZ} + \mathbf{K}(t_{k+1})\left[\Delta T_{ТП}(t_{k+1}) - \mathbf{\Phi}_{ZX}\mathbf{X}^*(t_k) - \mathbf{\Phi}_{ZZ}\right], \tag{15}$$

$$\mathbf{K}(t_{k+1}) = \left[\mathbf{\Phi}_{XX}\mathbf{R}(t_k)\mathbf{\Phi}_{ZX}^T + \mathbf{B}_{XZ}\right]\left[\mathbf{\Phi}_{ZX}\mathbf{R}(t_k)\mathbf{\Phi}_{ZX}^T + \mathbf{B}_{ZZ}\right]^{-1}, \tag{16}$$

$$\mathbf{R}(t_{k+1}) = \left[\mathbf{\Phi}_{XX}\mathbf{R}(t_k)\mathbf{\Phi}_{XX}^T + \mathbf{B}_{XX}\right] - \mathbf{K}(t_{k+1})\left[\mathbf{B}_{XZ} + \mathbf{\Phi}_{XX}\mathbf{R}(t_k)\mathbf{\Phi}_{ZX}^T\right]^T, \tag{17}$$

где $\mathbf{B}_{XX} = \mathbf{\Gamma}_{XX}\mathbf{\Gamma}_{XX}^T$, $\mathbf{B}_{XZ} = \mathbf{\Gamma}_X\mathbf{\Gamma}_Z^T$, $\mathbf{B}_{ZZ} = \mathbf{\Gamma}_Z\mathbf{\Gamma}_Z^T$.

Выражения (15)–(17) описывают оптимальный линейный фильтр, реализующий алгоритм КОИ. Выражение (15) определяет структурную схему КОИ профиля температуры по выходным данным ТП $T_{ТП}(t_k)$ и АСРЗ $T_{РЗ}(t_l)$ (см. рис. 2).

В состав схемы КОИ о профиле температуры входят:

– блок формирования наблюдений (БФН), выполняющий формирование наблюдений:

$$\Delta T_{ТП}(t_k) = T_{ТП}(t_k) - T_{МСА},$$

$$\sum \tilde{T}_{РЗ} = \Delta t \sum_{l=0}^{N-1} \frac{\Delta T_{РЗ}(t_{l+1}) - \Delta T_{РЗ}(t_{l-1})}{2\tau};$$

– блок формирования невязок измерений (БНИ), выполняющий операцию формирования невязки:

$$\Delta\mathbf{Z}(t_{k+1}) = \left[\Delta T_{ТП}(t_{k+1}) - \mathbf{\Phi}_{ZX}\mathbf{X}^*(t_k) - \mathbf{\Phi}_{ZZ}\right];$$

– блок формирования оценки (БФО), выполняющий операцию вычисления оценок в соответствии с (15)–(17).

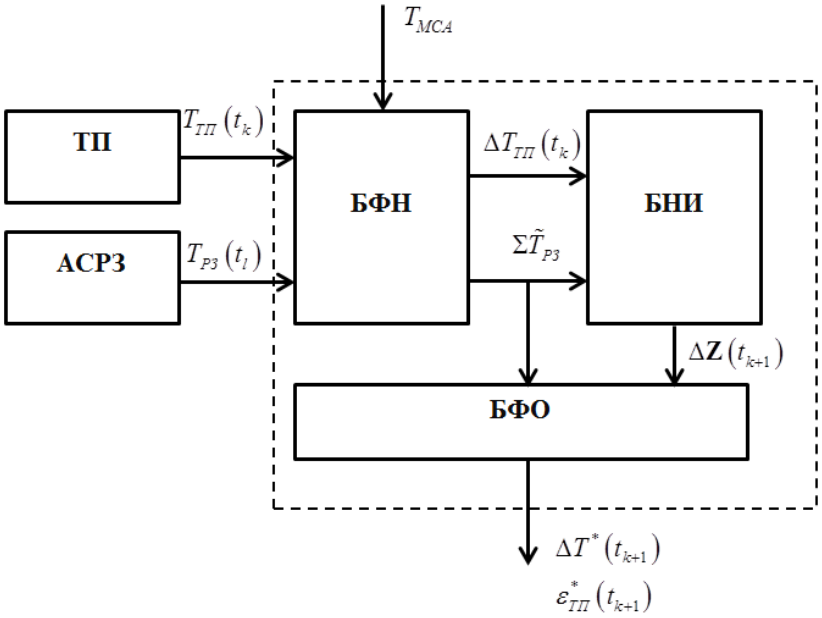


Рис. 2. Структурная схема комплексной обработки информации о профиле температуры
Fig. 2. Structural scheme of complex processing of the information about the temperature profile

Результат моделирования профиля температуры $T(h)$ и его измеренные значения ТП $T_{ТП}(h)$ и АСРЗ $T_{РЗ}(h)$ представлены на рис. 3.

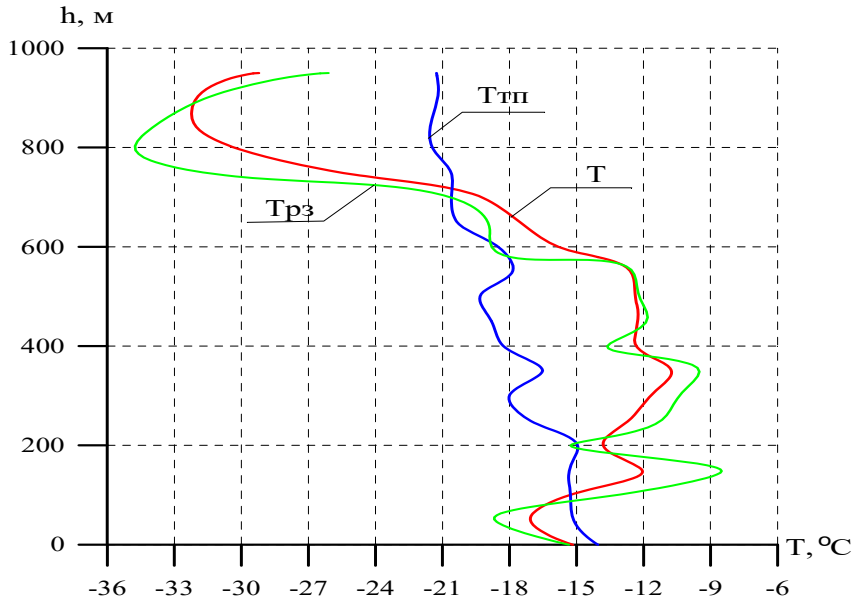


Рис. 3. Профиль температуры и его измеренные значения
Fig. 3. The temperature profile and the measured values

На рис. 3. представлен случай, когда ТП не регистрирует имеющуюся температурную инверсию на высотах 50–600 м. Результат комплексной обработки информации о профиле температуры представлен на рис. 4.

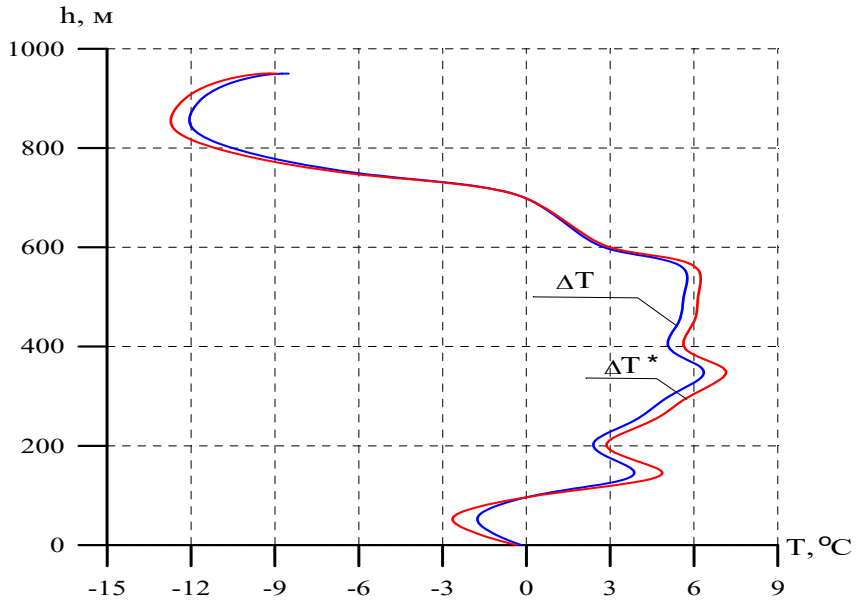


Рис. 4. Действительное значение и оценка профиля отклонения температуры от значений МСА
Fig. 4. The actual value and the assessment of profile deviations of temperature from the values of the standard atmosphere

Наблюдается достаточно хорошее совпадение действительных значений температуры и значений температуры, полученных в результате комплексной обработки информации от ТП и АСРЗ. Анализ элементов матрицы $\mathbf{R}(t_k)$ показал, что стационарное значение среднего квадратического отклонения ошибки оценивания профиля температуры составляет ~0,06 ºС, что существенно меньше требований, предъявляемых к измерению температуры (1 ºС).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Алгоритм комплексной обработки информации о профиле температуры позволяет обеспечить калибровку ТП в моменты выпуска БМР. Обоснование количества выпусков БМР в течение суток является предметом исследований, но не должно быть менее двух раз в сутки (в ночное и дневное время).

Недостатком предложенного алгоритма комплексной обработки и информации о профиле температуры является то, что для функционирования схемы комплексной обработки информации требуется, чтобы измерители температуры работали в штатном режиме. В случае аномальных режимов работы ТП или АСРЗ данная схема фактически становится неработоспособной, т. к. отсутствуют механизмы контроля достоверности измеренных значений профиля температуры. Выходом из этой ситуации может быть использование штатных средств контроля работоспособности измерителей и (или) использование различных методов контроля целостности метеорологической информации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Черная О.О.** Авиаметеообеспечение и право. М.: Издательско-торговая корпорация «Дашков и К°», 2016. 336 с.
2. **Миронов М.А.** Марковская теория оптимального оценивания случайных процессов: учебное пособие. М.: ГосНИИ АС, 2013. 194 с.
3. **Ярлыков М.С., Миронов М.А.** Марковская теория оценивания случайных процессов. М.: Радио и связь, 1993. 464 с.

4. Кадыгров Е.Н. Микроволновая радиометрия атмосферного пограничного слоя: метод, аппаратура, результаты измерений // Оптика атмосферы и океана. 2009. Том 22, № 7. С. 697–704.

5. Болелов Э.А. Комплексная обработка метеоинформации в аэродромных мобильных комплексах метеолокации и зондирования атмосферы / Э.А. Болелов, Ю.Н. Кораблев, Н.А. Баранов, С.С. Демин, А.А.Ещенко // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2018. № 20. С. 82–92.

6. Решетов В.Д. Изменчивость метеорологических элементов в атмосфере. Л.: Гидрометеоиздат, 1973. 215 с.

7. Борисенко М.М. Вертикальные профили ветра и температуры в нижних слоях атмосферы // Труды ГГО. 1974. Вып. 320. 205 с.

8. Заварина М.В. Расчетные скорости ветра на высотах нижнего слоя атмосферы. Л.: Гидрометеоиздат, 1971. 164 с.

9. Мешков А.В. Основы авиационной метеорологии: курс лекций. М.: АБН аэро, 2012. 96 с.

10. Селезнев В.П. Метеорологическое обеспечение полетов. М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2018. 190 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Болелов Эдуард Анатольевич, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, e.bolelov@mstuca.aero.

INCREASE SUCCESS RATE OF WEATHER FORECASTS FOR THE AIRFIELD BY INTEGRATION OF MEASUREMENTS OF METEOROLOGICAL PARAMETERS OF THE ATMOSPHERE

Eduard A. Bolelov[1]
[1]*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

ABSTRACT

Accuracy of aviation weather forecasts is one of the main indicators characterizing the quality of meteorological support of flights. A significant influence of the quality of meteorological support on flight safety and regularity is confirmed by the results of the annual tests conducted by the Federal Agency for Air Transport of Russia and "Aviamettelecom of Roshydromet". Currently, the quality of meteorological support of flights is still at a low level compared to countries that are recognized leaders in the aviation industry. To develop high-quality weather forecasts for the airfield weather service requires a large amount of information, which is based on the data of meteorological measurements and observations obtained by aerodrome meteorological systems. The lack of reliable information about the value of meteorological parameters of the atmosphere does not allow the weather man to form a qualitative weather forecast, so there are cases when the weather forecaster of the airfield weather service gives a reinsurance forecast. At the same time modern airfield meteorological systems have sufficiently advanced systems and devices for measuring the parameters of the atmosphere. The full use of all the advantages of these systems for the development of high-quality weather forecasts and, therefore, to improve their accuracy can be achieved through integrated processing of the meteorological information received. The most important characteristic of the atmosphere is the air temperature at aircraft flying altitudes. Reliable knowledge of the temperature profile largely determines the justification of weather forecasts and forecasts of dangerous weather events for aviation. The article considers, as an example, the algorithm of complex processing of information about the temperature profile in the aerodrome area, the structural scheme of the algorithm is obtained and the results of modeling the temperature profile and its complex evaluation are presented.

Key words: meteorological support of flights, flight safety, complex information processing, weather forecast, temperature profile, temperature profiler.

REFERENCES

1. Chernaya, O.O. (2016). *Aviameteoobespecheniye i pravo* [Aircraft meteorological support and law]. Moscow: Izdatelsko-torgovaya korporatsiya " Dashkov i K", 336 p. (in Russian)

2. Mironov, M.A. (2013). *Markovskaya teoriya optimalnogo otsenivaniya sluchaynykh protsessov: Uchebnoe posobie* [Markov theory of optimal estimation of random processes: Training manual]. Moscow: GosNII AS, 194 p. (in Russian)

3. Yarlykov, M.S. and Mironov, M.A. (1993). *Markovskaya teoriya otsenivaniya sluchaynykh protsessov* [Markov theory of estimating random processes]. Moscow: Radio i svyaz, 464 p. (in Russian)

4. Kadygrov, E.N. (2009). *Microwave radiometry of atmospheric boundary layer: method, equipment, and applications.* Atmospheric and Oceanic Optics, vol. 22, no. 7, pp. 697–704.

5. Bolelov, E.A., Korablev, Yu.N., Baranov, N.A., Demin, S.S. and Yeshchenko, A.A. (2018). *Integrated processing of meteorological data in mobile airfield complexes of meteorical and sounding of the atmosphere. Nauchnyy vestnik Gos NII GA* [Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation], no. 20, pp. 82–92. (in Russian)

6. Reshetov, V.D. (1973). *Izmenchivost meteorologicheskikh elementov v atmosfere* [Variability of meteorological elements in the atmosphere]. Leningrad: Gidrometeoizdat, 215 p. (in Russian)

7. Borisenko, M.M. (1974*). Vertikalnyye profili vetra i temperatury v nizhnikh sloyakh atmosfery* [Vertical profiles of wind and temperature in the lower atmosphere]. *Trudy Glavnoy Geofizicheskoy Observatorii im. A.I. Voeykova* [Proceedings of the main geophysical observatory], iss. 320, 205 p. (in Russian)

8. Zavarina, M.V. (1971). *Raschetnyye skorosti vetra na vysotakh nizhnego sloya atmosfery* [Estimated wind speeds at the lower atmosphere]. Leningrad: Gidrometeoizdat, 164 p. (in Russian)

9. Meshkov, A.V. (2012). *Osnovy aviatsionnoy meteorologii* [Fundamentals of aviation meteorology]. *Kurs lektsyy* [Course of lectures]. Moscow: ABN aero, 96 p. (in Russian)

10. Seleznev, V.P. (2018). *Meteorologicheskoye obespecheniye poletov* [Meteorological support of flights]. Moscow: Knizhnyy dom «LIBROKOM», 190 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Eduard A. Bolelov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Air Transport Radio-Electronic Equipment Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.bolelov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию	05.06.2019	Received	05.06.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

УДК 533.6.013.42:629.7.025.32:629.762.5
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-54-66

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЦИФРОВОГО ОБМЕНА В СИСТЕМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РУЛЕВОГО ПРИВОДА

С.В. ГРЫЗИН[1,2]

[1] Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия
[2] Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

При проектировании системы стабилизации высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) одной из актуальных задач остается предъявление требований к динамическим характеристикам и способам управления рулевыми приводами, которые позволят обеспечить требуемые запасы устойчивости системы стабилизации в составе системы управления БЛА. В настоящее время все более часто отдается предпочтение микроконтроллерному способу управления электроприводом и цифровому обмену между системой управления и рулевыми приводами. Одной из причин уменьшения запасов устойчивости системы стабилизации являются задержки, вносимые цифровым обменом между элементами системы стабилизации. В процессе решения задачи перехода на цифровой обмен между элементами системы стабилизации проведено исследование влияния амплитудных и фазовых искажений, возникающих в тракте «интерфейс передачи данных – рулевой привод», на динамические характеристики рулевого привода. В качестве исполнительного устройства системы стабилизации рассмотрен реальный электропривод, используемый на высокоманевренном БЛА. Для указанного привода введены крайне жесткие требования к полосе пропускания и фазовым запаздываниям, что усложняет проблему обеспечения устойчивости системы стабилизации с учетом задержек цифрового обмена. В результате исследования предложена частотная модель, позволяющая оценить минимально возможную скорость обмена в тракте «интерфейс передачи данных – рулевой привод» с учетом обеспечения требуемых динамических характеристик привода. В предложенной модели интерфейс передачи данных представлен в виде фиксатора (экстраполятора) нулевого порядка, передаточная функция которого заменяется аппроксимациями Паде второго порядка. В ходе исследований проведено сравнение результатов, полученных на предложенной модели, с результатами экспериментов на реальном электроприводе и его полной нелинейной временной модели. Основным преимуществом предложенной частотной модели является простота получения передаточной функции тракта «интерфейс передачи данных – рулевой привод». Это позволяет на начальном этапе исследования быстро и достаточно точно определить минимально возможную скорость обмена, которая обеспечит выполнение требований, предъявляемых к динамике привода.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), устойчивость системы стабилизации, частотные характеристики электропривода, система «интерфейс передачи данных – рулевой привод», фиксатор нулевого порядка, аппроксимации Паде, частотная модель, нелинейная модель.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время при построении систем стабилизации БЛА, для модернизации существующих систем, выполненных на аналоговых элементах, или проектирования новых систем, в большинстве случаев выбор делается в пользу цифровых систем, имеющих микроконтроллерную реализацию. Цифровые системы стабилизации обладают следующими преимуществами:

- меньший вес и габариты;
- повышенная помехозащищенность;
- повышенная надежность;
- гибкость при изменении структуры или параметров системы стабилизации.

На сегодняшний день существует множество методов исследования цифровых систем, основные особенности которых описаны в [1–4], а также в большом количестве другой специализированной литературы.

Рулевой привод – один из важных элементов системы стабилизации БЛА, так как является исполнительным устройством, предназначенным для преобразования поступающих на его вход сигналов управления в пропорциональные им повороты рулевых поверхностей и функционирующим в режимах предельных нагрузок. Вследствие этого к динамическим характеристикам рулевых приводов предъявляются особые и часто противоречивые требования. В общем виде основные особенности проектирования и динамики следящих приводов, в том числе и цифровых, можно найти в [5–9].

При этом стоит отметить, что в существующей литературе крайне мало информации, в которой непосредственно предлагаются методики определения минимальной скорости передачи данных цифрового обмена при заданных характеристиках на динамику цифровых систем. Вследствие этого при переходе от аналогового способа передачи сигналов управления к цифровому обмену между системой управления и рулевым приводом возникает актуальный вопрос о влиянии скорости передачи информации на динамические характеристики рулевого привода, так как запаздывания сигнала управления, вносимые цифровым обменом, могут привести к уменьшению запасов устойчивости системы стабилизации БЛА.

В данной статье приводится описание начального этапа исследования влияния задержек цифрового обмена при модернизации реальной системы стабилизации БЛА, основанное на результатах математического моделирования и непосредственных экспериментальных работах с электромеханическим рулевым приводом.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Дискретизацию сигнала по времени математически можно представить как поточечное умножение исходного непрерывного сигнала на гребенку Дирака [1], при этом частотой дискретизации называют значение $1/T$ (рис. 1).

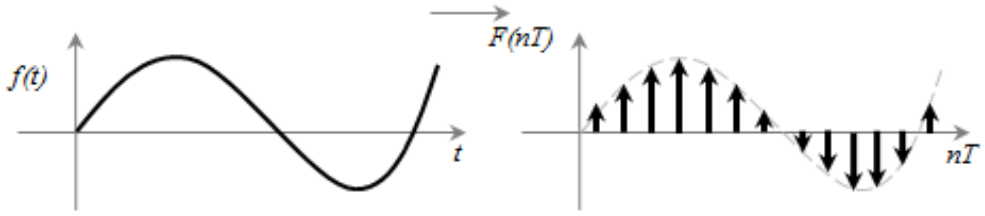


Рис. 1. Дискретизация непрерывного сигнала по времени
Fig. 1. Time discretization of continuous signal

В результате указанного перемножения вместо непрерывной функции получается последовательность дельта-импульсов определенной высоты, при этом в общем случае цифровой обмен между двумя устройствами можно рассматривать как передачу этой последовательности в виде двоичного кода с шагом T.

Представим, что последовательность значений на выходе цифрового устройства с требуемой точностью соответствует аналоговому сигналу управления, который необходимо отработать рулевому приводу с заданными динамическими характеристиками. Так как исполнительные элементы привода (рулевые машинки) в любом случае являются аналоговыми, интерфейс передачи данных между цифровым выходом системы управления и цифровым входом рулевого привода можно рассматривать как элемент выборки-хранения, который можно представить фиксатором (экстраполятором) нулевого порядка, где скорость передачи данных интерфейса обозначим как T_s.

Рассмотрим функционирование фиксатора нулевого порядка при разных значениях T_s, предполагая, что меньшим значениям T_s соответствует большая скорость обмена. На практике скорость обмена всегда ограничена техническими возможностями интерфейса передачи данных и устройств, между которыми происходит цифровой обмен. Пусть в рамках практической задачи максимальная скорость обмена составляет 1 мс, и для примера используем значения T_s = 2, 4 мс, которыми будем характеризовать уменьшение скорости обмена. При этом следует особо отметить, что, согласно теореме Котельникова – Шеннона – Найквиста, корректная оценка работы фиксатора возможна при использовании частоты дискретизации, по крайней мере вдвое превышающей максимальную частоту, присутствующую в исходном сигнале [2].

Для оценки влияния скорости обмена на частотные характеристики фиксатора нулевого порядка, рассмотрим амплитудно-фазочастотные характеристики (АФЧХ) фиксатора при значениях T_s = 1, 2, 4 мс.

Передаточная функция фиксатора нулевого порядка, который является обязательным элементом систем дискретного времени, представлена в виде [3–4]:

$$W_{\text{extr}}(p) = \frac{1 - e^{-pT_s}}{pT_s}.$$

Частотные характеристики фиксатора нулевого порядка при указанных значениях T_s приводятся на рис. 2, и для большей наглядности рассмотрим эти же АФЧХ в полосе частот, ограниченной минимальной частотой Найквиста ($1/2T_s$) из трех указанных значений T_s. В данном случае для T_s = 4 мс эта полоса составляет 125 Гц.

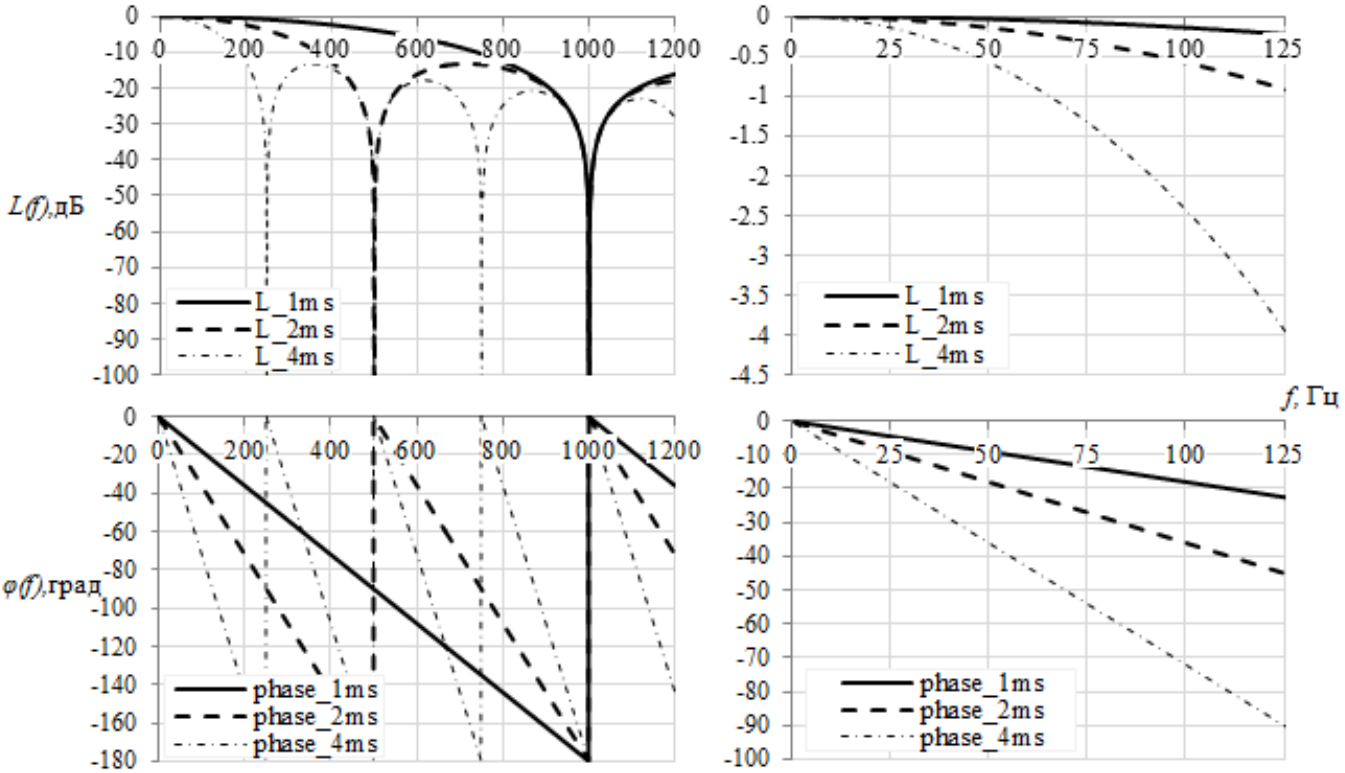


Рис. 2. АФЧХ фиксатора нулевого порядка при значениях T_s = 1, 2, 4 мс
Fig. 2. Zero-order hold frequency response at T_s = 1, 2, 4 ms

То есть очевидно, что частотные характеристики фиксатора нулевого порядка всегда $1/T_s$-периодичны. Как видно из полученных АФЧХ, при увеличении значения T_s с 1 до 4 мс фиксатор нулевого порядка вносит амплитудные искажения, не превышающие 4 дБ в полосе частот, соответствующей частоте Найквиста для T_s = 4 мс. Однако при этом фиксатор нулевого порядка начинает вносить существенные фазовые искажения, значительно нарастающие с увеличением частоты входного сигнала. Вследствие этого при практической реализации цифрового обмена данными, становится особенно важным определение максимального значения T_s, при котором будут обеспечиваться требования, предъявляемые к динамическим характеристикам системы.

В качестве примера рассмотрим реальный электромеханический рулевой привод БЛА, к динамическим характеристикам которого предъявляются следующие требования [5–9]:

– полоса пропускания не менее 20 Гц и не более 30 Гц;
– фазовое запаздывание на частоте пропускания не более 50°.

Для оценки влияния скорости обмена тракта «система управления – рулевой привод» на динамические характеристики привода будем использовать линейную частотную, полную нелинейную временную модели привода и экспериментальные данные, полученные при отработках гармонических сигналов на реальном рулевом приводе.

Как было указано выше, представим, что последовательность значений на выходе цифрового устройства системы управления с требуемой точностью соответствует аналоговому сигналу управления, который необходимо отработать рулевому приводу с заданными динамическими характеристиками. Вследствие этого передаточную функцию системы «интерфейс передачи данных – рулевой привод» в частотной модели можно представить следующим образом:

$$W_{\text{интерфейс-привод}} = \frac{1-e^{-pT_s}}{pT_s} \cdot W_{\text{рп}}(p).$$

Для получения частотной характеристики $W_{\text{интерфейс-привод}}(p)$ в частотной области $W(j2\pi f)$ необходимо провести аппроксимацию передаточной функции идеального фиксатора нулевого порядка $W_{\text{extr}}(p)$ ее «аналоговым» прототипом. Это обусловлено тем, что частотные методы применяются для $2\pi f \to \infty$, а в случае z-преобразования ($z = e^{pT_s}$) изменение частоты ограничено интервалом [0; $2\pi/T_s$]. Для получения прототипа фиксатора нулевого порядка используем метод аппроксимации Паде, который подробно описан в [10].

Проведем аппроксимацию Паде передаточной функции идеального фиксатора нулевого порядка:

$$W_{\text{extr}}(p) = \frac{1-e^{-pT_s}}{pT_s}.$$

Аппроксимацию Паде представим в виде полиномов 1 и 2-го порядков, и вследствие этого используем разложение функции $W_{\text{extr}}(p)$ в ряд Тейлора до четвертой производной:

$$W_{\text{extr}}(p) = \frac{1-e^{-pT_s}}{pT_s} = W(0) + \frac{W'(0)}{1!}p + \frac{W''(0)}{2!}p^2 + \frac{W'''(0)}{3!}p^3 + \frac{W^{(4)}(0)}{4!}p^4.$$

Так как прямого разложения функции $W_{\text{extr}}(p)$ в ряд Тейлора нет, представим $W_{\text{extr}}(p)$ в виде

$$W_{\text{extr}}(p) = \frac{1-e^{-pT_s}}{pT_s} = \frac{A(p)}{B(p)}.$$

Очевидно, что для знаменателя $B(p) = T_s p$ ряд Тейлора состоит из одного члена $B(p) = T_s$, так как все производные выше 1-го порядка равны нулю.

Для числителя $A(p)$ имеем:

$$A(p) = 1 - e^{-pT_s} \Rightarrow A(0) = 0,\ A'(0) = T_s e^{-pT_s}\Big|_0 = T_s, \Rightarrow A''(0) = -T_s^2,\ A'''(0) = T_s^3,\ A^{(4)}(0) = -T_s^4.$$

Таким образом, ряд Тейлора для числителя:

$$A(p) = A(0) + \frac{A'(0)}{1!}p + \frac{A''(0)}{2!}p^2 + \frac{A'''(0)}{3!}p^3 + \frac{A^{(4)}(0)}{4!}p^4 = 0 + T_s p - \frac{T_s^2}{2}p^2 + \frac{T_s^3}{6}p^3 - \frac{T_s^4}{24}p^4.$$

В итоге ряд Тейлора до 4-й производной для функции $W_{\text{extr}}(p)$ имеет вид

$$W_{\text{extr}}(p) = \frac{T_s p - \frac{T_s^2}{2}p^2 + \frac{T_s^3}{6}p^3 - \frac{T_s^4}{24}p^4}{T_s} = p - \frac{T_s}{2}p^2 + \frac{T_s^2}{6}p^3 - \frac{T_s^3}{24}p^4.$$

Определим коэффициенты Паде $c_{0\div4}$, b_0 и b_1 [10]:

$$c_0 = 0,\ c_1 = 1,\ c_2 = -\frac{T_s}{2},\ c_3 = \frac{T_s^2}{6},\ c_4 = -\frac{T_s^3}{24},$$

$$b_0 = 1,\ b_1 = -\frac{c_2}{c_1} = \frac{T_s}{2}.$$

Согласно уравнениям, приведенным в [10], $b_2c_2 + b_1c_3 + b_0c_4 = 0$, следовательно,

$$b_2 = -\frac{b_1c_3 + c_4}{c_2} = -\frac{\frac{T_s}{2}\cdot\frac{T_s^2}{6} - \frac{T_s^3}{24}}{-\frac{T_s}{2}} = \frac{2T_s^3}{24T_s} = \frac{T_s^2}{12}.$$

Далее определяются коэффициенты a_0, a_1 и a_2:

$$a_0 = c_0 = 0,\ a_1 = c_1 + b_1c_0 = 1,$$
$$a_2 = c_2 + b_1c_1 + b_2c_0 = c_2 + b_1c_1 = -T_s/2 + T_s/2 = 0.$$

Итак, коэффициенты аппроксимации Паде для полиномов $A(p)$ и $B(p)$:

$$a_0 = 0,\ a_1 = 1,\ a_2 = 0;\ b_0 = 1,\ b_1 = T_s/2,\ b_2 = T_s^2/12.$$

В итоге получим передаточные функции 1 и 2-го порядков, которые являются аппроксимациями Паде фиксатора нулевого порядка:

$$W_{\text{extr_Pade1}}(p) = \frac{1}{1 + \frac{pT_s}{2}},\ W_{\text{extr_Pade2}}(p) = \frac{1}{1 + \frac{pT_s}{2} + \frac{(pT_s)^2}{12}}.$$

Как было описано выше, при увеличении значения T_s с 1 до 4 мс начинают увеличиваться амплитудные и фазовые искажения, поэтому частотные характеристики фиксатора нулевого порядка и его аппроксимаций Паде 1 и 2-го порядков построим для T_s = 4 мс. Сравнение частотных характеристик идеального фиксатора нулевого порядка и его аппроксимаций Паде 1 и 2-го порядков приводится на рис. 3.

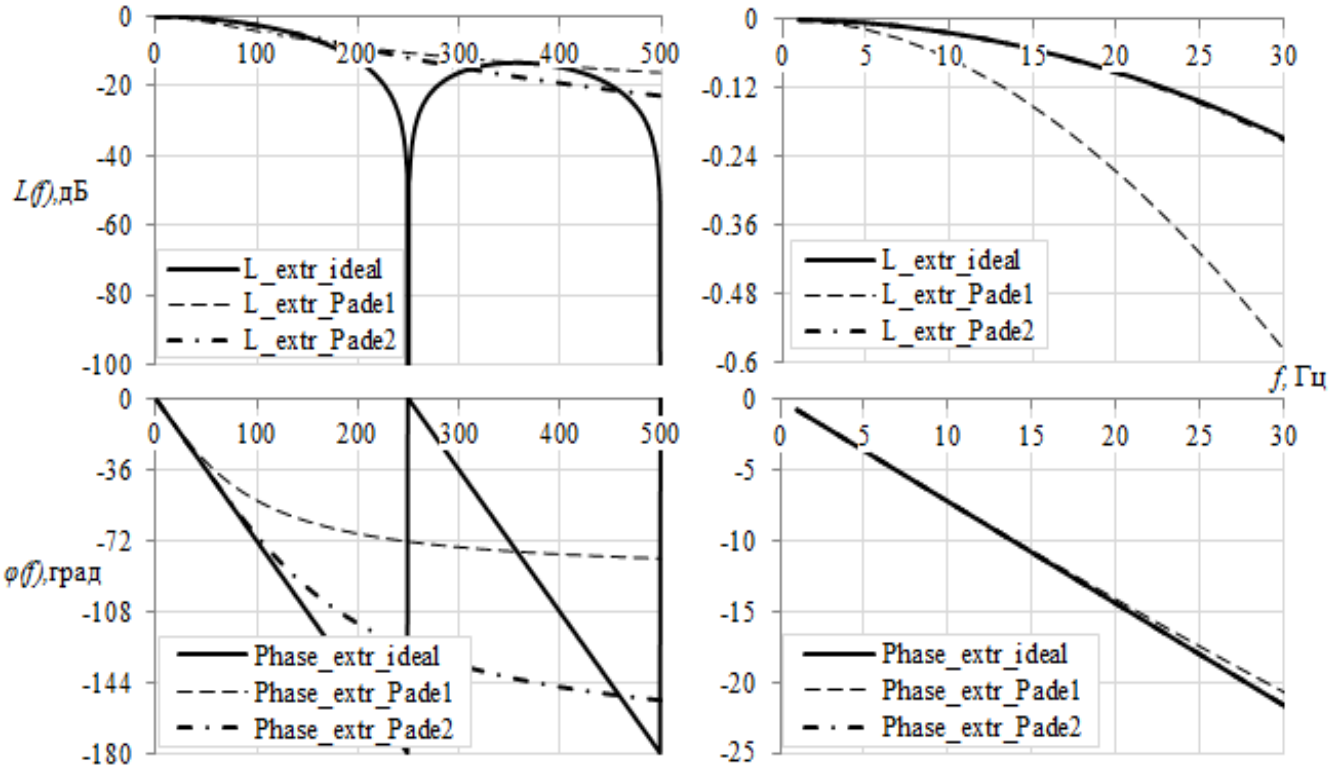


Рис. 3. АФЧХ идеального фиксатора нулевого порядка
и его аппроксимаций Паде 1 и 2-го порядков для T_s = 4 мс
Fig. 3. The frequency response of an ideal zero-order hold
and its 1st and 2nd order Pade approximations for T_s = 4 ms

Как видно из рис. 3, АФЧХ аппроксимации Паде 2-го порядка в полосе частот до 30 Гц (полосе пропускания привода) практически полностью идентичны частотным характеристикам идеального фиксатора нулевого порядка, поэтому для передаточной функции системы «интерфейс передачи данных – рулевой привод» в качестве передаточной функции фиксатора нулевого порядка будем использовать аппроксимацию Паде 2-го порядка:

$$W_{\text{интерфейс-привод}} = \frac{1-e^{-pT_s}}{pT_s}\cdot W_{\text{рп}}(p) = \frac{1}{1+\frac{pT_s}{2}+\frac{(pT_s)^2}{12}}\cdot W_{\text{рп}}(p).$$

Стоит отметить, что рулевой привод является существенно нелинейным устройством, поэтому в частотной модели использована $W_{\text{рп}}(p)$, соответствующая режиму входного сигнала с амплитудами $U_{\text{вх}}$ = 1÷3°, так как при отработке сигналов управления с малыми амплитудами существенные нелинейности контура привода могут оказывать наибольшее влияние на его динамические характеристики [5]. Частотная модель рулевого привода имеет следующий вид:

$$W_{\text{рп}}(p) = k \cdot w1(p) \cdot \frac{w2(p)}{w2(p) - w3(p)},$$

$$w1(p) = \frac{k1}{T_1^2 p^2 + 2T_1 \xi p + 1},\ k1 = 0,99,\ T_1 = 0,0063516,\ \xi = 0,2075;$$

$$w2(p) = \frac{k2}{T_2^2 p^2 + T_3 p + 1},\ k2 = 0,15,\ T_2 = 2,601 \cdot 10^{-5},\ T_3 = 0,663;$$

$$w3(p) = T_4 p,\ T_4 = 1,5915 \cdot 10^{-5};\ k = 0,91.$$

АФЧХ системы $W_{\text{интерфейс-привод}}(p)$ показаны на рис. 4, на котором приводятся частотные характеристики (L_actuator, Phase_actuator) $W_{\text{рп}}(p)$ – только рулевого привода без фиксатора нулевого порядка, и частотные характеристики (L_actuator_extr_1ms, Phase_actuator_extr_1ms, L_actuator_extr_2ms, Phase_actuator_extr_2ms, L_actuator_extr_4ms, Phase_actuator_extr_4ms) системы «интерфейс передачи данных – рулевой привод» $W_{\text{интерфейс-привод}}(p)$ с учетом характеристик фиксатора нулевого порядка при значениях T_s = 1, 2, 4 мс.

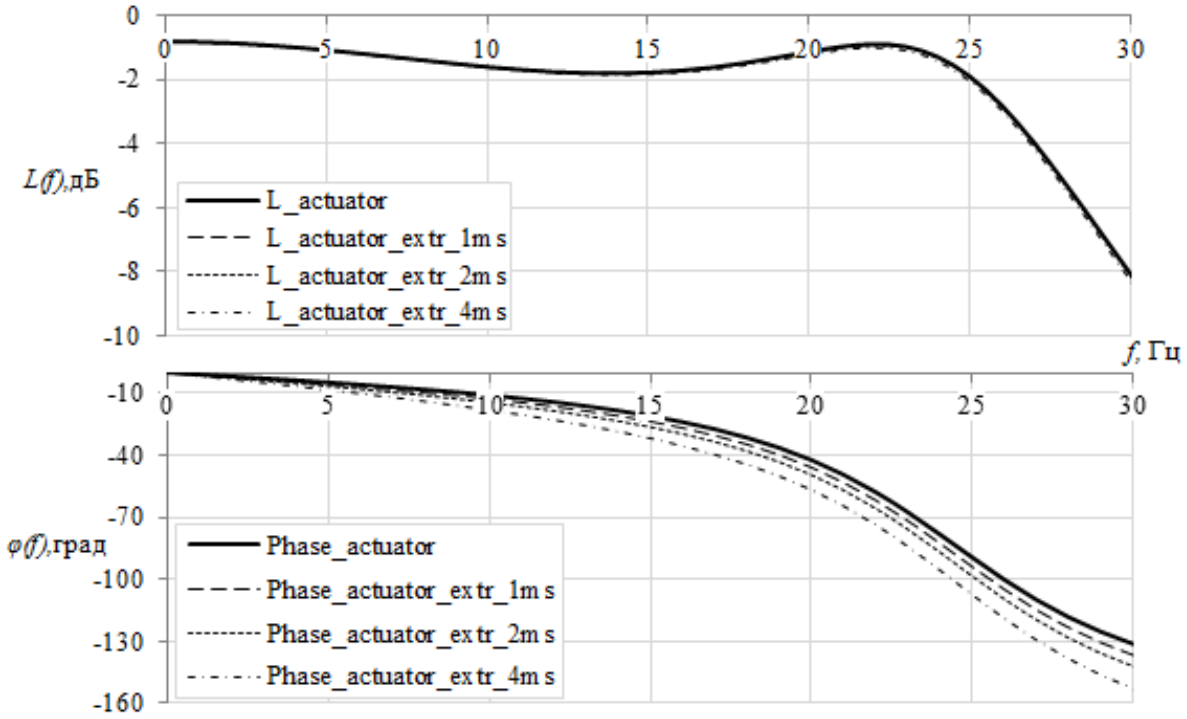


Рис. 4. АФЧХ привода и системы $W_{\text{интерфейс-привод}}(p)$ с учетом характеристик фиксатора нулевого порядка при значениях T_s = 1, 2, 4 мс
Fig. 4. The frequency response of the drive and the $W_{\text{interface-actuator}}(p)$ system, taking into account the characteristics of the zero-order hold at T_s = 1, 2, 4 ms

Для оценки полученных на частотной модели результатов проведем моделирование (рис. 5) на полной нелинейной временной модели привода с микроконтроллерным регулятором [6] и сравним результаты моделирования с экспериментальными данными, полученными при отработках гармонических сигналов на реальном рулевом приводе. На вход микроконтроллера реального привода подавались гармонические сигналы в виде последовательности значений, частота которых соответствовала значениям T_s = 1, 2, 4 мс (Uin(t)_exrt_1ms, Uin(t)_exrt_2ms, Uin(t)_exrt_4ms).

Рис. 5. Функциональная схема моделирования
Fig. 5. Functional simulation scheme

Сравнение результатов моделирования с учетом характеристик идеального фиксатора нулевого порядка при значениях T_s = 1, 2, 4 мс (Uout(t)_real_time_model) с экспериментальными данными (Uout(t)_real_actuator) приводится на рис. 6.

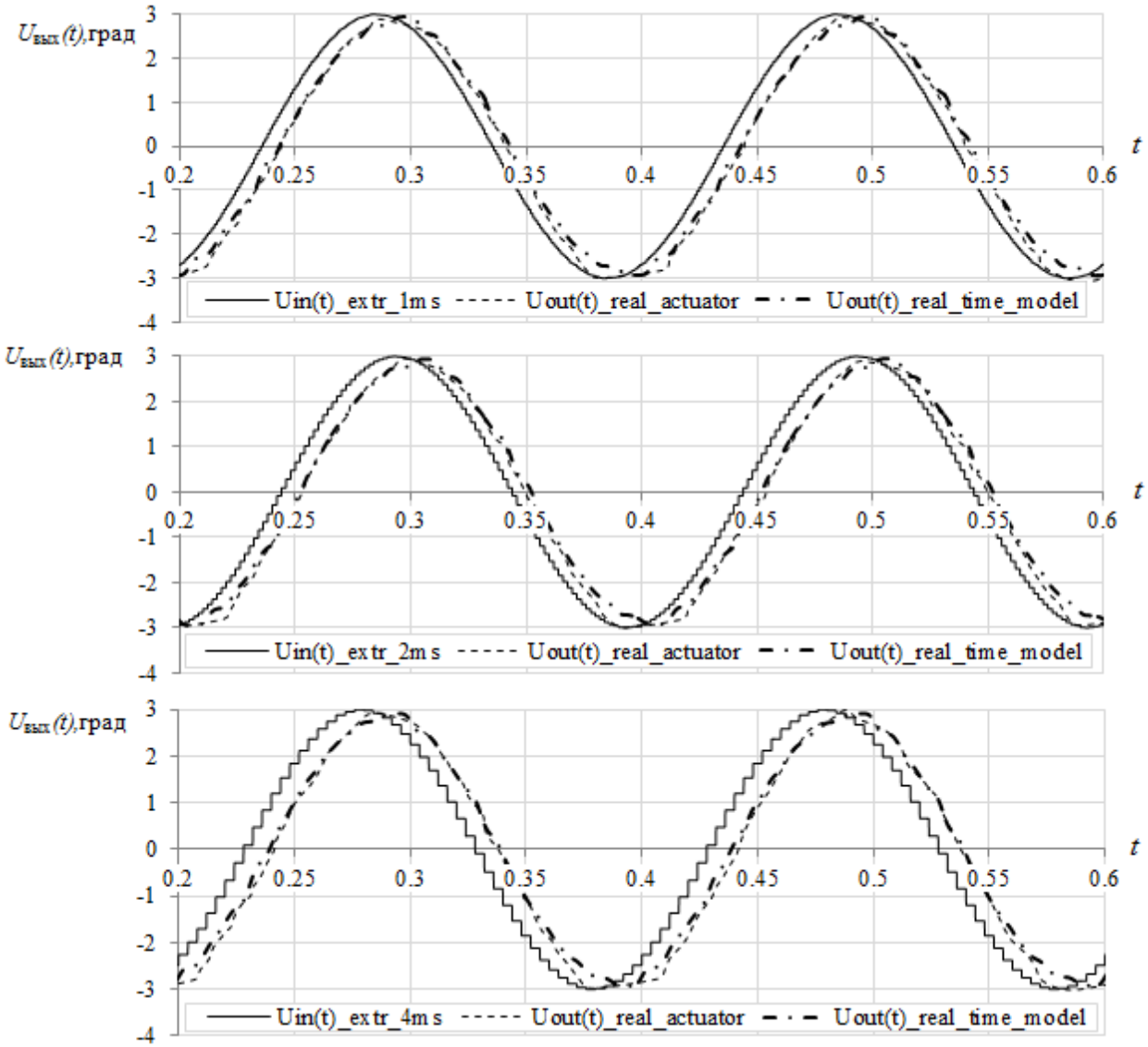


Рис. 6. Сравнение результатов моделирования
с экспериментальными данными отработки гармонического сигнала при T_s = 1, 2, 4 мс
Fig. 6. Comparison of simulation results with experimental data of harmonic signal testing at T_s = 1, 2, 4 ms

Как видно из рис. 6, результаты моделирования показали хорошую сходимость с экспериментальными данными.

Для получения частотных характеристик в полосе частот до 30 Гц на входы модели и реального привода подавались гармонические сигналы с амплитудой $A_{вх}$ = 3° и частотами f = 5, 10, 15, 20, 30 Гц. Далее полученные АФЧХ при T_s = 1, 2, 4 мс для модели и реального привода сравнивались с частотными характеристиками, полученными на частотной модели. Сравнение результатов, полученных на частотной модели (L_freq_model, Phase_freq_model), с результатами моделирования на полной нелинейной временной модели привода (L_real_time_model, Phase_real_time_model) и экспериментальными АФЧХ (L_real_actuator, Phase_real_actuator) приводятся на рис. 7–9.

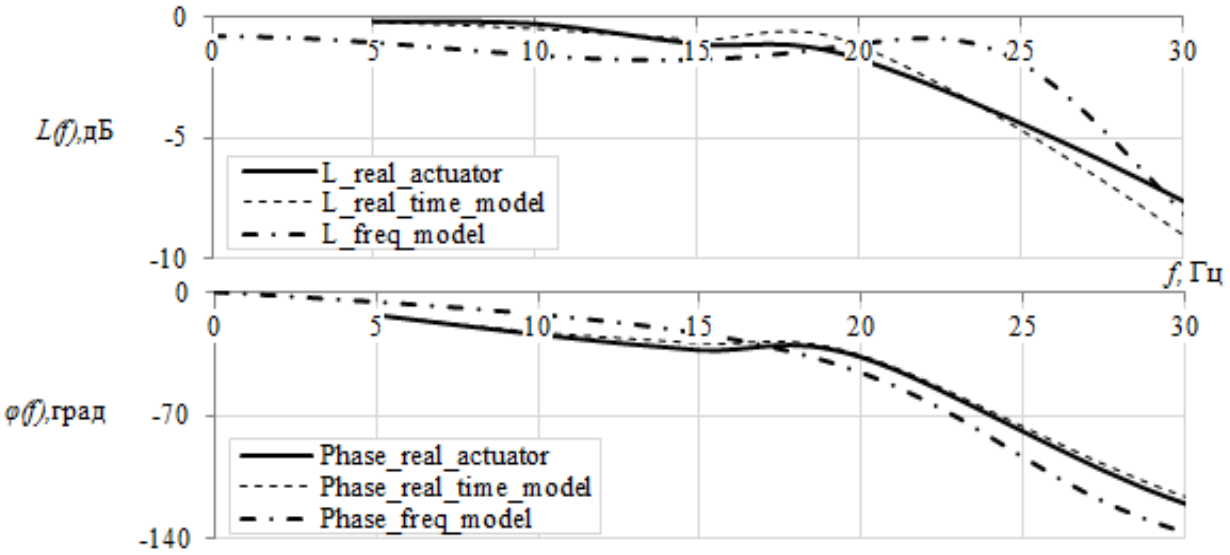


Рис. 7. Сравнение АФЧХ при T_s = 1 мс
Fig. 7. Comparison of frequency response at T_s = 1 ms

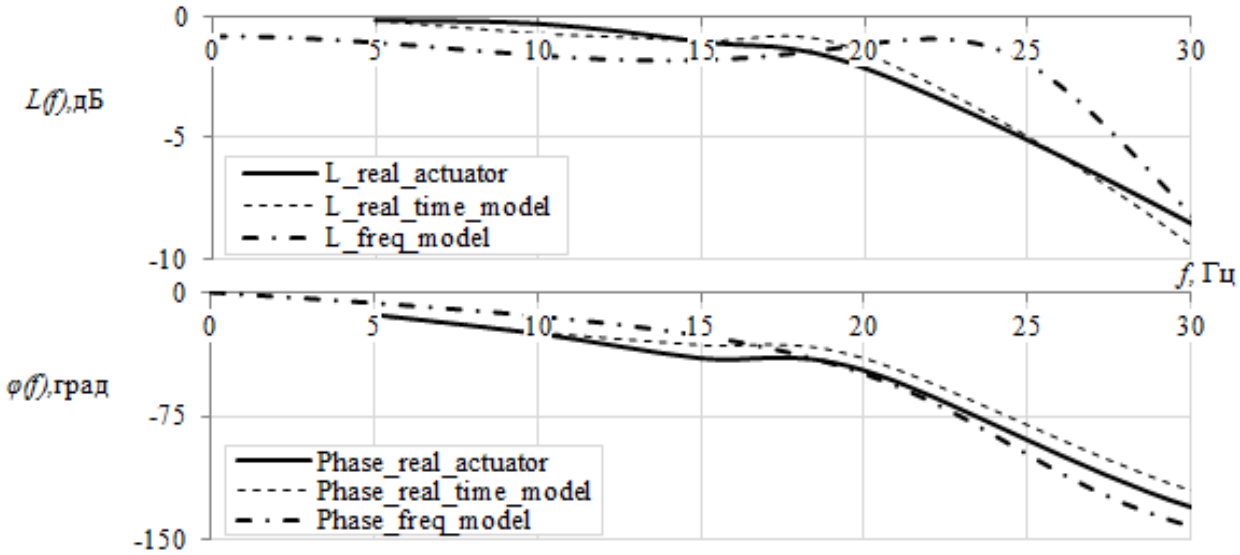


Рис. 8. Сравнение АФЧХ при T_s = 2 мс
Fig. 8. Comparison of frequency response at T_s = 2 ms

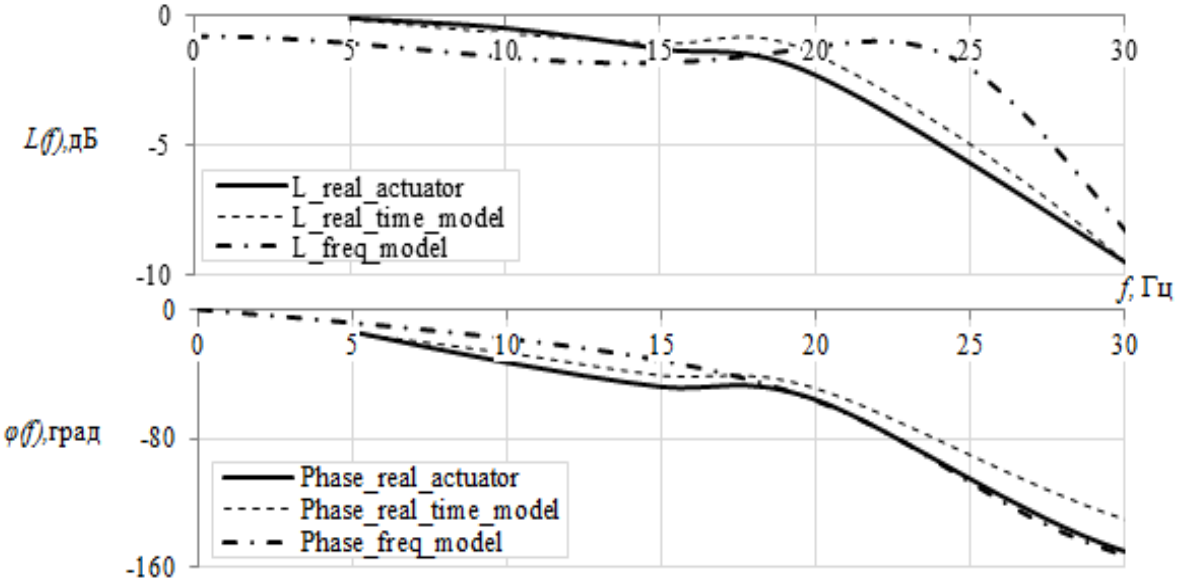


Рис. 9. Сравнение АФЧХ при T_s = 4 мс
Fig. 9. Comparison of frequency response at T_s = 4 ms

Сравнение частотных характеристик, приведенных на рис. 7–9, показывает, что результаты экспериментального получения АФЧХ на реальном приводе имеют хорошую сходимость с расчетными результатами, полученными на полной нелинейной временной модели и частотной модели привода.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Из полученных выше экспериментальных и расчетных результатов определено максимальное значение T_s, при котором будут обеспечиваться требования, предъявляемые к динамическим характеристикам рулевого привода. Для указанного рулевого привода с полосой пропускания не менее 20 Гц и не более 30 Гц и фазовым запаздыванием на частоте пропускания не более 50°, скорость цифрового обмена тракта «система управления – рулевой привод» не должна превышать значения T_s = 2 мс. Это означает, что технические устройства системы управления, рулевого привода и интерфейса передачи данных должны обеспечить кодировку, передачу и обработку каждого сообщения данных за время, не превышающее 2 мс.

Результаты исследований показали, что замена передаточной функции идеального фиксатора нулевого порядка аппроксимациями Паде второго порядка дает вполне достоверные результаты в полосе частот, ограниченной половиной частоты Найквиста ($^1/_4T_s$). На практике полоса пропускания привода часто ограничивается частотой в несколько раз меньшей, чем половина частоты Найквиста ($^1/_4T_s$), так как существует рекомендация, которая определяет, что при функционировании системы стабилизации БЛА желательно, чтобы собственная частота (полоса пропускания) рулевого привода была в 2 и более раза меньше частоты первого тона изгибных колебаний корпуса БЛА ($\omega_{\text{рп}} \leq \omega_{\text{I тона и.к.}}/2$) [9]. Вследствие этого предложенные способы описания модели системы «интерфейс передачи данных – рулевой привод» в частотной области в большинстве случаев могут быть применимы для быстрого и достаточно точного определения амплитудных и фазовых искажений, возникающих при цифровом обмене в контуре «система управления – рулевой привод».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В процессе решения одной из задач по модернизации реальной системы стабилизации рассматривался вопрос перехода от аналогового способа передачи сигналов управления к цифровому обмену между системой управления и рулевым приводом и оценки влияния задержек, вносимых интерфейсом передачи данных на динамические характеристики рулевого привода.

Проведенные исследования показали, что результаты экспериментальных работ на реальном приводе имеют хорошую сходимость с расчетными результатами, полученными на полной нелинейной временной модели и частотной модели привода. Вследствие этого для быстрой предварительной оценки влияния задержек, возникающих при цифровом обмене в контуре «система управления – рулевой привод», на начальном этапе проектирования допустимо использовать предложенную частотную модель системы «интерфейс передачи данных – рулевой привод», которая позволяет использовать все преимущества хорошо отработанных методов частотного анализа линейных систем.

Основным достоинством предложенной модели является ее простота, так как в большинстве случаев интерфейс передачи данных можно рассматривать как элемент выборки-хранения, представленный фиксатором (экстраполятором) нулевого порядка, передаточная функция которого заменяется аппроксимациями Паде второго порядка, алгоритм получения которых предельно прост и дает хорошую сходимость с экспериментальными результатами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Bracewell R.N. The Fourier Transform and Its Applications. Third Edition. New York: McGraw-Hill, 1999. 540 p.

2. Кузин Л.Т. Расчет и проектирование дискретных систем управления. М.: МАШГИЗ, 1962. 684 с.

3. Шамриков Б.М. Основы теории цифровых систем управления. М.: Машиностроение, 1985. 294 с.

4. Изерман Р. Цифровые системы управления: пер. с англ. / Под ред. чл.-корр. АН СССР И.М. Макарова. М.: Мир, 1984. 541 с. Перевод изд.: Rolf Isermann. Digital Control Systems. Springer-Verlag. Berlin. Heidelberg. New York. 1981.

5. Акимов В.Н., Уласевич В.П., Грызин С.В. Сравнение различных типов рулевых приводов для ЗУР средней дальности // Вестник воздушно-космической обороны: науч.-техн. журнал. М.: НПО «АЛМАЗ». 2017. № 4 (16). С. 23–28.

6. Попов А.И., Гончаров А.С. Адаптивная система прямого цифрового управления следящего рулевого электропривода автономных объектов // Электротехнические комплексы и системы управления: науч.-техн. журнал. Воронеж: Издательский дом «Кварта». 2011. № 1. С. 37–41.

7. Петров Б.И. Динамика следящих приводов: учебное пособие для втузов / Б.И. Петров, В.А. Полковников, Л.В. Рабинович и др. / Под ред. Л.В. Рабиновича. 2-е изд., перераб. и доп. М: Машиностроение, 1982. 496 с.

8. Крымов Б.Г., Рабинович Л.В., Стеблецов В.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1987. 262 с.

9. Мизрохи В.Я. Проектирование управления зенитных ракет: учеб.-науч. издание. М.: Издательство ООО «Экслибрис-Пресс», 2010. 252 с.

10. Бейкер Дж. (мл.), Грейвс-Моррис П. Аппроксимации Паде / пер. с англ. Е.А. Рахманова, С.П. Суетина; под ред. А.А. Гончар. М.: Мир, 1986. 502 с. Перевод изд.: **George A. Bejker, Jr., P. Graves-Morris.** Pade Approximants. Addison-Wesley Publishing Company, Reading, Massachusetts, 1981.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Грызин Сергей Владимирович, инженер-конструктор Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), gryzzin@mail.ru.

THE RESEARCH OF THE INFLUENCE OF DIGITAL EXCHANGE IN THE STABILIZATION SYSTEM OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLE ON THE DYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE STEERING ACTUATOR

Sergey V. Gryzin[1,2]
[1] Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia
[2] Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

ABSTRACT

When designing a stabilization system for highly maneuverable unmanned aerial vehicles (UAVs), one of the relevant tasks is to impose requirements on the dynamic characteristics and control methods of the steering actuators, which will ensure the required stability margins of the stabilization system as part of the UAV control system. Currently, there is an increasing preference for microcontroller method of electric actuator control and digital exchange between the control system and the steering actuators. One of the reasons for the reduction of stability margins of the stabilization system is the delay introduced by the digital exchange between the elements of the stabilization system. In the process of solving the problem of transition to digital exchange between the elements of the stabilization system, a research was conducted of the influence of amplitude and phase distortions arising in the path "data transmission interface - steering actuator" on the dynamic characteristics of the steering actuator. As an actuator of the stabilization system, the real electric drive used on highly maneuverable UAVs is considered. For this drive, extremely stringent requirements for bandwidth and phase delays are introduced, which complicates the problem of ensuring the stability of the stabilization system, taking into account the delays in the digital exchange. As a result of the research, a frequency model has been proposed that allows to estimate the minimum possible exchange rate in the path "data interface - steering actuator", taking into account ensuring the required dynamic characteristics of the actuator. In the proposed model, the data transfer interface is represented as a zero-order hold, the transfer function of which is replaced by Pade approximations of the second order. In the course of the research, a comparison was made of the results obtained on the proposed model with the results of experiments on a real electric actuator and its complete nonlinear time model. The main advantage of the proposed frequency model is the simplicity of obtaining the transfer function of the path "data interface - steering actuator". This allows at the initial stage of the research to quickly and accurately determine the minimum possible rate of exchange, which will ensure the fulfillment of the requirements imposed on the drive dynamics.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), stability of the stabilization system, frequency responses of the electric actuator, the system "data interface - steering actuator", zero-order hold, Pade approximation, frequency model, nonlinear model.

REFERENCES

1. Bracewell, R.N. (1999). *The Fourier Transform and Its Applications*. Third Edition. New York: McGraw-Hill, 540 p.

2. Kuzin, L.T. (1962). *Raschet i proyektirovaniye diskretnykh system upravleniya* [Calculation and design of discrete control systems]. Moscow: MAShGIZ, 684 p. (in Russian)

3. Shamrikov, B.M. (1985). *Osnovy teorii tsifrovykh system upravleniya* [Fundamentals of the theory of digital control systems]. Moscow: Mashinostroenie, 294 p. (in Russian)

4. Isermann, R. (1981). *Digital control systems*. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 566 p. DOI:10.1007/978-3-662-02319-8

5. Akimov, V.N., Ulasevich, V.P. and Gryzin, S.V. (2017). *Different types comparison of flight control actuators for medium range SAM. Vestnik vozdushno-kosmicheskoy oborony* [Aerospace Defense Herald]. Moscow: NPO «ALMAZ», no. 4, iss. 16, pp. 23–28. (in Russian)

6. Popov, A.I. and Goncharov, A.S. (2011). *Adaptivnaya sistema pryamogo tsifrovogo upravleniya sledyashchego rulevogo elektroprivoda avtonomnykh obyektov* [Adaptive system of direct digital control of the tracking actuator of the autonomous objects]. *Yelektrotekhnicheskie kompleksy i sistemy upravleniya: nauchno-tekhnicheskiy zhurnal* [Electrotechnical complexes and control systems: scientific-technical journal]. Voronezh: Publishing house «Kvarta», vol. 1, pp. 37–41. (in Russian)

7. Petrov, B.I., Polkovnikov, V.A. and Rabinovich, L.V. (1982). Dinamika sledyashchikh privodov: Uchebnoe posobiye dlya tekhnicheskikh vuzov [Tracking actuators dynamics: Training manual for Technical Universities], in Rabinovich L.V. (ed.). 2nd ed., revised and added. Moscow: Mashinostroenie, 496 p. (in Russian)

8. Krymov, B.G., Rabinovich, L.V., Stebletsov, V.G. (1987). *Ispolnitelnyye ustroystva sistem upravleniya letatelnykh apparatov* [Actuators for aircraft control systems]. Moscow: Mashinostroenie, 262 p. (in Russian)

9. Mizrokhi, V.Ya. (2010). *Proyektirovaniye upravleniya zenitnykh raket: Uchebno-nauchnoe izdanie* [Control design of anti-aircraft missiles: Educational and scientific edition]. Moscow: Publishing house «Ekslibris-Press», 252 p. (in Russian)

10. Baker, G.A.,Jr., Graves-Morris, P. (1981) *Pade Approximants*. Addison-Wesley Publishing Company, Reading, Massachusetts, 502 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Gryzin, Design Engineer of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of the Moscow Aviation Institute (National Research University), gryzzin@mail.ru.

Поступила в редакцию	31.05.2019	Received	31.05.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

УДК 621.45.04
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-67-75

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА АВИАЦИОННЫХ КЕРОСИНОВ, БИОТОПЛИВ И ИХ СМЕСЕЙ

К.И. ГРЯДУНОВ[1], А.Н. КОЗЛОВ[1], В.М. САМОЙЛЕНКО[1], Ш. АРДЕШИРИ[2]
[1] Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия
[2] Авиатранспортное бюро в Международной организации гражданской авиации (ИКАО), г. Ванкувер, Канада

Современные тенденции развития гражданской авиации указывают на необходимость повышения топливной эффективности и экологичности применяемых топлив. Применение традиционного авиакеросина все в меньшей степени удовлетворяет перспективным требованиям по экологичности при постоянно растущей на него цене. Кроме того, запасы нефти не безграничны. По мнению многих специалистов, решением нарастающих проблем с нефтяными топливами может быть использование альтернативных видов авиационного топлива. Ряд компаний в разных странах мира совместно с производителями авиационной техники при весомой государственной поддержке активно разрабатывают новые виды топлива. Наиболее распространены на данный момент биотоплива, состоящие из биоэтанола, полученные из различных растительных и животных источников. Альтернативные виды топлив по своим эксплуатационным свойствам не должны уступать нефтяным топливам. Возможный переход на них не должен требовать значительных затрат на модернизацию воздушных судов и средств наземного авиатопливообеспечения. Поэтому актуальной задачей является проведение сравнения основных показателей качества нефтяных топлив, биотоплив и их смесей для оценки возможности применения биотоплив на воздушных судах. Сравнительный анализ проводился по некоторым показателям качества, после чего были даны комментарии по влиянию изменений этих показателей качества на эксплуатационные свойства топлив. Показано, что по некоторым показателям качества исследуемые биотоплива имеют преимущества перед нефтяными. Очевидна актуальность проведения полных и всесторонних изучений эксплуатационных свойств биотоплив. Совершенствование нефтяных топлив и их всестороннее изучение продолжается уже более 60 лет, биотоплива только начинают свой жизненный путь, поэтому целесообразно проведение всесторонних исследований по их применению в авиации.

Ключевые слова: авиация, реактивное топливо, биотопливо, авиационный керосин, эксплуатационные свойства, производство биотоплив, показатели качества авиационных топлив.

ВВЕДЕНИЕ

Надежность и эффективность работы применяемых на ВС газотурбинных двигателей в значительной мере зависит от качества авиатоплив. С химмотологической точки зрения рабочие жидкости, в т. ч. топлива, рассматриваются как полноценные элементы конструкции соответствующих систем. К применяемым в гражданской авиации (ГА) авиатопливам предъявляются жесткие требования, связанные с надежностью, экономичностью и экологичностью работы авиационной техники [1–4]. Совершенствование топливной эффективности воздушных судов (ВС) осуществляется следующими способами: конструктивными – совершенствование планеров ВС с целью снижения потерь от сопротивления; авиационных двигателей с целью обеспечения полноты сгорания топлива и снижения его расхода при одновременном увеличении тяги и прочем; технологическими – разработка новых облегченных авиационных материалов для снижения массы ВС, совершенствование применяемых и разработка альтернативных видов топлив, разработка авиационных двигателей на принципиально иных физических основах и пр.

Сегодня во всем мире достаточно остро стоит вопрос отыскания альтернативных видов топлив взамен нефтяным[1,] [5, 6]. Все больше стран занимается разработкой биотоплив на госу-

[1] ICAO Secretariat. Alternative Fuels. Potential Effects of Alternative Fuels on Local and Global Aviation Emissions // ICAO Environmental Report. Montreal (Canada). 2007.

дарственном и межгосударственном уровнях[2] [5–7]. Переход на альтернативные виды топлив актуален и в нашей стране: так, еще в конце прошлого века совершили свои полеты самолет Ту-155 и вертолет Ми-8ТГ на газовых топливах, в связи с чем лидирующие позиции в разработке газотопливных ВС до сих пор сохраняет Россия. Знаменитый авиаконструктор А.А. Туполев подчеркивал необходимость использования подобных топлив, а к XIII пятилетке в нашей стране планировался перевод на данные топлива сначала грузовых, а затем и пассажирских ВС[3]. Широкое применение альтернативных топлив может сделать перевозки существенно дешевле и экологичнее. Вопрос экологичности крайне серьезно ставится мировым сообществом несмотря на то, что доля авиации в загрязнении окружающей среды углекислым газом оценивается всего в 2–3 % [6, 7]. В нашей стране транспортная стратегия до 2030 г. также предусматривает перевод различных транспортных средств на экологически чистые виды топлива и стимулирование применения альтернативных не нефтяных источников энергии[4].

В последние годы наиболее актуальной и перспективной является разработка топлив, получаемых на основе возобновляемых природных ресурсов – биотоплив. Как известно [4], выделяют биотоплива трех поколений. У каждого из них есть свои преимущества и недостатки.

На современном этапе развития биотоплив все большее внимание уделяется биотопливам, которые по большей части состоят из биоэтанола (рис. 1) [8]. Применение таких топлив обусловлено прежде всего их высокой экологичностью.

Рис. 1. Доля биоэтанола в мировом объеме производства биотоплива
Fig. 1. Share of bioethanol in global biofuel production

Их источник – биомасса – в процессе своего роста поглощает CO_2 из атмосферы, а в процессе производства и сжигания биотоплива в атмосферу возвращается CO_2, связанный при росте растений (рис. 2) [6, 8]. Таким образом, не нарушается суммарный экологический баланс, в отличие от производства и сжигания нефтяных (и других альтернативных) топлив. По предварительным прогнозам, применение в авиации биокеросина позволит уменьшить выбросы CO_2 более чем на 60 % [8].

Бразильская авиакомпания TAM совместно с Airbus выполнила первый тестовый полет на самолете A320 с двигателями CFM56 на смеси топлива, состоящей из биотоплива (на основе ятрофы) и авиационного керосина в пропорции 50 : 50, проведение которого было одобрено Европейским агентством по безопасности авиаперевозок (EASA) и авиационными властями Бразилии (ANAC). Полет завершился успешно и является важным шагом к возможному приме-

[2] Альтернативные виды авиационного топлива // Материалы совещания по международной авиации и изменению климата. Документ ИКАО HLM-ENV/09-WP/9. Монреаль. 10/08/09.
[3] Ту-155 [Электронный ресурс]. URL: https://www.youtube.com/watch?v=yvgOLapNubI.
[4] Транспортная стратегия РФ на период до 2030 года: Утв. распор. Правительства РФ от 22.11.08. № 1734.

нению биотоплива в гражданской авиации, что позволит снизить вредные выбросы в атмосферу, а его источник производства является возобновляемым.

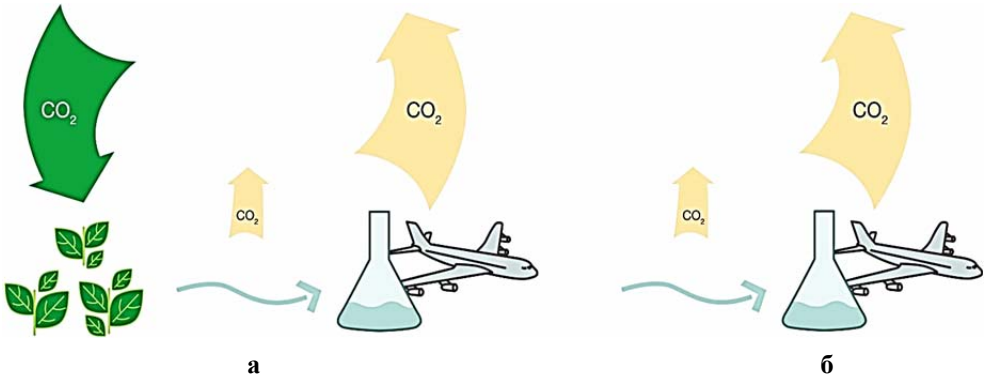


Рис. 2. Схема круговорота CO_2 в случае производства авиатоплива из биомассы (а) и трансформации CO_2 при получении его из нефти (б) [8]
Fig. 2. Scheme of CO_2 cycle in case of production of aviation fuel from biomass (a) and transformation of CO_2 when it is obtained from oil (b) [8]

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В настоящее время за рубежом также производятся в промышленном масштабе и допущены к применению на авиатехнике синтетические авиакеросины, производимые из угля и природного газа. Производство синтетического авиакеросина осуществляется по спецификации ASTM D 7566-09.

Синтетический авиакеросин по этому стандарту представляет собой смесь синтетического парафинового керосина (SPK), произведенного из угля или природного газа по усовершенствованной технологии Фишера – Тропша (FT), со стандартным реактивным топливом для гражданской авиации, например Jet A-1 или TC-1. В SPK в обязательном порядке вводится антиокислительная присадка.

Биотопливо FT SPK производится из угля синтезом Фишера – Тропша. Основным производителем является южноафриканская компания Sasol. Реакция синтеза FT может быть представлена следующим образом:

$$CO + nH_2 \rightarrow (-CH_2-)\ x + H_2O$$

Реактивное топливо, полученное таким образом, характеризуется низким содержанием ароматических водородов и серы.

Первым сертифицированным для применения на ВС реактивным биотопливом стало биотопливо, получаемое из водорослей [9].

Технологией получения биотоплива является гидрирование сложных эфиров и жирных кислот (HEFA). Источником получения являются различные растительные виды биомассы (рыжики, ятрофа и морские водоросли).

Другой массовой технологией производства биотоплив (HVO) является гидроочистка масел, при которой масла (триглицериды) реагируют с водородом под высоким давлением для удаления кислорода. Полученные углеводородные цепочки химически эквивалентны нефтяному дизельному топливу. Кроме того, при таком производстве получают пропан как побочный продукт.

Термины HEFA (Hydroprocessed Esters and Fatty Acids) и HVO (Hydrotreated Vegetable Oil) используются для обозначения биологически активных биотоплив на основе биогенного углеводородного сырья – широкого спектра растительных масел и жиров. HEFA (HVO) не содержит ароматических соединений и серы. Однако основной проблемой производства этих топлив является поиск подходящего сырья.

HVO может быть получено из многих видов масел и жиров. К ним относятся триглицериды и жирные кислоты из растительных масел (например, рапсового, соевого или кукурузного), талового масла (сопутствующий продукт целлюлозно-бумажной промышленности), а также животных жиров. Производимое HVO в основном состоит из 35 % отходов скотобоен, 23 % растительных или животных отходов, 22 % сырого талового масла, 15 % пальмового масла и 5 % животного жира.

Также осуществляется производство гидродезоксигенированного синтезированного ароматического керосина (HDO-SAK), который состоит примерно из 95 % моноароматических соединений. Это топливо применяется как компонент при смешивании других синтетических топлив, не содержащих ароматических соединений, для увеличения их содержания и может использоваться для создания полусинтетического или полностью синтетического реактивного топлива.

Для применения в авиации биотоплива оно должно обладать такими же эксплуатационными свойствами, как и нефтяной керосин, чтобы не требовалось дополнительных затрат на модернизацию ВС и авиационных двигателей, их топливных систем и наземных средств авиатопливообеспечения. Однако на данный момент синтетические керосины обладают отличными от нефтяного керосина физико-химическими свойствами [10]. Решение указанной проблемы пока осуществляется за счет смешивания биокеросина с керосином, полученным из нефти, в различных пропорциях. На данных смесях проводят исследования без изменения конструкции и перенастройки топливорегулирующей аппаратуры авиационных ГТД.

Считается, что по мере роста производства синтетического керосина возможен постепенный переход на биотопливо, который может не потребовать изменения существующей системы топливообеспечения и какой бы то ни было модернизации ВС и авиадвигателей.

С целью возможного применения в гражданской авиации смеси биотоплива с традиционными марками керосина актуально провести сравнительное исследование показателей качества и эксплуатационных свойств известных марок керосинов: ТС-1, Jet A-1, биотоплива FT SPK и смесевых топлив (биотопливо HEFA SPK и HDO SAK + нефтяное топливо в различных пропорциях) (таблица 1).

Как известно [1–4, 11], определяют 12 эксплуатационных свойств авиационных топлив, которые характеризуются 23–25 показателями качества для отечественных топлив[5] для ГА и 18 для иностранного Jet A-1[6,7]. Отечественные и иностранные показатели качества различаются как методами определения, так и условиями проведения эксперимента, поэтому их унификация для проведения объективного сравнения порой затруднительна. Изменение данных свойств в процессе эксплуатации оказывает значительное влияние на надежность ВС и безопасность полетов. Проведем сравнительный анализ основных показателей.

Плотность топлива характеризует энерговооруженность ВС. Температура топлива оказывает заметное влияние на его плотность. Снижение плотности заправляемого топлива на 40 единиц приводит к уменьшению дальности полета на 5 %. Как видно (табл. 1), исследованные биотоплива и их смеси показывают удовлетворительные значения плотности.

---

[5] ГОСТ 10227-2013. Топлива для реактивных двигателей. Технические условия. М.: Стандартинформ, 2014.

[6] ГОСТ 32595-2013. Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (JET A-1). Технические условия. М.: Стандартинформ, 2014.

[7] ASTM D1655. Standard Specification for Aviation Turbine Fuels. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2011, 11b.

Фракционный состав определяет ряд эксплуатационных характеристик топлив и авиационных двигателей. Температура отгона 10 % топлива характеризует пусковые качества топлива и его потери от испарения при хранении и применении на ВС. Более высокое значение данной температуры создаст трудности при запуске авиационных двигателей в условиях отрицательных температур, слишком низкое значение приведет к избыточным потерям топлива от естественного испарения, а также увеличит склонность топлива к кавитации. Следует отметить, что все полученные значения для исследуемых биотоплив и их смесей находятся в приемлемом диапазоне.

Таблица 1
Table 1

Сравнительные данные показателей качества нефтяных керосинов и биотоплив
Comparative data of oil kerosene and biofuel quality indicators

Характеристики топлива	ТС-1	Jet A-1	100 % FT SPK	50 % FT SPK в Jet A-1	50 % HEFA SPK в Jet A-1	17 % HDO SAK в HEFA SPK
плотность при 15 ˚С, кг/м^3	786,0	814,8	759,9	786,6	784,9	775,3
фракционный состав: 10 % отгона, ˚С	150,0	173,8	158,6	160,7	155,8	148,4
98 % отгона, ˚С	250,0	259,8	220,9	250,0	268,5	276,2
низшая теплота сгорания, МДж/кг	43,2	43,1	43,8	43,6	43,0	43,6
объемная теплота сгорания, МДж/м^3 ·10^3	33,9	35,1	33,2	34,3	33,8	33,8
объемная доля ароматических углеводородов, %	17,0	18,3	0,5	17,5	10,4	15,0
кинематическая вязкость при минус 20 ˚С, сСт	4,3	4,7	3,5	3,9	4,5	3,8
массовая доля общей серы, %	0,17	0,19	0,0	0,14	0,144	< 0,0003
высота некоптящего пламени, мм	26,0	22,0	40,0	28,0	32,0	28,6
содержание водорода, %	14,0	13,7	15,3	15,0	14,5	14,43
содержание углерода, %	86,0	86,1	84,6	85,0	85,3	85,54
соотношение водород/углерод	0,16	0,16	0,18	0,18	0,17	0,17

Температура отгона 98 % топлива характеризует полноту сгорания топлив, их нагарообразующие свойства и экологичность, а также состав тяжелых углеводородных фракций. Чем ниже данная температура, тем выше полнота сгорания и экологичность и ниже нагарообразование в воздушном тракте авиационных двигателей. Хорошие результаты демонстрирует 100 % FT SPK, а добавление 50 % FT SPK в Jet A-1 ожидаемо улучшает данный показатель последнего (табл. 1).

Низшая теплота сгорания характеризует важнейшее свойство топлив – теплотворную способность. Чем выше данный показатель, тем выше топливная эффективность. Определенные теплоты сгорания нефтяных керосинов и исследуемых биотоплив и их смесей показали, что значения находятся примерно в едином диапазоне. В эксплуатации зачастую более показательна не массовая (низшая и высшая) теплота сгорания, а объемная, которая является произведением массовой теплоты сгорания на плотность топлива. Поэтому в табл. 1 также показаны и эти значения. Видно, что и их разброс незначителен ввиду небольших отличий множителей.

Ароматические углеводороды представляют собой ненасыщенные циклические органические соединения. Данные углеводороды склонны к реакциям замещения. Ввиду высокой прочности данных соединений, скорость и полнота их горения наименьшая среди прочих классов углеводородов, присутствующих в топливах. Поэтому высокое содержание ароматических углеводородов приводит к повышению нагарообразования и расхода топлива и снижению экологичности двигателей. Содержание ароматических углеводородов в авиационных топливах ограничивается.

Сравнительные данные табл. 1 показывают значительно более низкое значение содержания ароматических углеводородов в чистом биотопливе и сниженные значения смесевых топлив по сравнению с чистым Jet A-1, что приведет к повышению экологичности.

Кинематическая вязкость является важнейшим показателем качества топлив, влияющим на прокачиваемость топлив по топливным магистралям, качество его распыла топливными форсунками, смазывающую способность. Ограничивается минимальная вязкость топлива при высоких температурах и максимальная при низких. Из табл. 1 видно, что все топлива и их смеси имеют удовлетворительные значения вязкости при минус 20 ˚С, а чистое биотопливо имеет меньшую вязкость, что характеризует его положительно. Однако вязкостно-температурные характеристики биотоплив и их смесей с нефтяными керосинами в широком диапазоне температур пока не оценивались.

Высота некоптящего пламени (максимальная высота некоптящего пламени (МВНП)) – высота пламени (в миллиметрах), достигаемая до появления дыма, при сжигании топлива в стандартной лампе при определенных условиях. Данный показатель характеризует нагарообразующие свойства топлив (наличие тяжелых углеводородных фракций в топливах). Тяжелыми углеводородами являются ароматические углеводороды, поэтому в табл. 1 очевидна взаимосвязь между их объемным содержанием и величиной МВНП. Чем выше значение МВНП, тем полнее сгорает топливо и тем ниже нагарообразование и выше экологичность. Видно, что данный показатель у чистого биотоплива значительно лучше.

Содержание серы в топливе характеризует по большей части его коррозионную активность. Наличие серы и любых сернистых соединений в топливах нежелательно, поэтому при облагораживании авиационных топлив производится их очистка от указанного химического элемента и его соединений. Из табл. 1 видно, что чистое биотопливо не имеет в своем составе серы.

Соотношение водород к углероду H/C характеризует прежде всего теплотворную способность топлива, т. к. теплота сгорания массовой единицы водорода выше, чем углерода. Поэтому очевидна взаимосвязь между данным соотношением и массовой теплотой сгорания в табл. 1. Все значения у биотоплив несколько лучше. Также значение H/C характеризует и нагарообразующие свойства топлив: чем выше данное соотношение, тем ниже нагарообразование. Однако обратной стороной медали является снижение плотности продукта при увеличении значения H/C, что мы также можем наблюдать в табл. 1, – плотность чистого биотоплива ниже плотностей всех остальных топлив и их смесей.

Таким образом, при сравнении лишь некоторых основных свойств нефтяных топлив, биотоплив и их смесей показано, что сравниваемые показатели находятся в приемлемых для эксплуатации диапазонах, однако требуется дальнейшее глубокое и полное изучение показателей всех эксплуатационных свойств биотоплив, изменений этих свойств в различных условиях эксплуатации, взаимного влияния биотоплив и нефтяных топлив при их смешении, их взаимозаменяемости и пр. Совершенствование нефтяных топлив, их всестороннее изучение продолжается уже более 60 лет, и до сих пор имеются нерешенные задачи. Можно говорить о том, что биотоплива только начинают свой жизненный путь, следовательно, для их широкого применения в авиации целесообразно проведение дополнительных исследований в реальных условиях эксплуатации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Проведен сравнительный анализ некоторых показателей качества биотоплив, нефтяных топлив и их смесей. Показано, что в скором времени возможно получение биотоплив с высокими эксплуатационными характеристиками, позволяющими не просто заменить нефтяные топлива, но и повысить топливную эффективность и экологичность авиационного транспорта.

2. Эксперименты показали, что исследуемые биотоплива и смеси имеют свои преимущества и недостатки, но в целом по анализируемым показателям отвечают требованиям, предъявляемым к применяемым авиационным топливам.

3. Отмечена актуальность всестороннего и полного исследования эксплуатационных свойств биотоплив и их смесей с нефтяными топливами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Литвинов А.А. Основы применения горюче-смазочных материалов в гражданской авиации: учебник для вузов. М.: Транспорт, 1987. 308 с.

2. Братков А.А., Серегин Е.П. Химмотология ракетных и реактивных топлив / М.: Химия, 1987. 304 с.

3. Гишваров А.С. Эксплуатационная надежность топливных систем воздушных судов: учебное пособие. Уфа: УГАТУ, 2008. 298 с.

4. Коняев Е.А., Грядунов К.И. Эксплуатационные свойства авиационных горюче-смазочных материалов: учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 2016. 80 с.

5. Нургалеев А. Биотопливо нуждается в государственной поддержке [Электронный ресурс] // Отраслевое агентство «АвиаПорт». URL: https://www.aviaport.ru/news/2012/02/01/228946.html (дата обращения: 15.03.2019).

6. Николайкин Н.И., Мельников Б.Н., Большунов Ю.А. Перевод на альтернативные виды топлива как способ повышения энергетической и экологической эффективности транспорта // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 162. С. 12–21.

7. Федченко И.А., Соловцова А.С., Лукьянов А.И. Аналитический отчет. Основные тенденции развития рынка биотоплива в мире и России за 2000–2012 годы [Электронный ресурс] // Портал-энерго. Эффектиное энергосбережение 2013. URL: http://portal-energo.ru/files/articles/portal-energo_ru_2.pdf (дата обращения: 25.03.2019).

8. Glover B.M. Boeing and the Environment: Our Commitment to a Better Future: Presentation of Boeing Management Company. Seattle (USA): Boeing Management Company. 17.06.2008.

9. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion Alternative Fuels and Emissions [Электронный ресурс] // International Renewable Energy Agency URL: https://www.irena.org/DocumentDownloads/Publications/IRENA_Biofuels_for_Aviation_2017.pdf (дата обращения: 15.06.2019).

10. Васильев А.Ю., Челебян О.Г., Медведев Р.С. Особенности применения биотопливной смеси в камерах сгорания современных газотурбинных двигателей // Вестник СГАУ. 2013. № 3 (41). С. 57–62.

11. Грядунов К.И., Маслова Т.М. Химмотология и контроль качества ГСМ. Авиационные топлива: учеб.-метод. пособие. М.: ООО «МИР», 2019. 56 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Грядунов Константин Игоревич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, k.gryadunov@mstuca.aero.

Козлов Александр Николаевич, кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, an.kozlov@mstuca.aero.

Самойленко Василий Михайлович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, v.samoilenko@mstuca.aero.

Ардешири Шади, младший научный сотрудник Авиатранспортного бюро в Международной организации гражданской авиации (ИКАО), shadiardeshiri@gmail.com.

COMPARATIVE ANALYSIS OF QUALITY INDICATORS OF AVIATION KEROSINE, BIOFUELS AND THEIR MIXTURES

Konstantin I. Gryadunov[1], Alexander N. Kozlov[1],
Vasiliy M. Samoylenko[1], Shadi Ardeshiri[2],
[1]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia
[2]Air Transport Bureau at the International Civil Aviation Organization, Vancouver, Canada

ABSTRACT

Modern trends of civil aviation development indicate the need to improve fuel efficiency and environmental friendliness of the utilized fuels. The use of conventional jet fuel is meeting to a lesser degree the promising requirements concerning environmental friendliness at a constantly rising price for it. Apart from that, oil reserves are limited. According to many experts, the solution to the growing problems with oil fuels can be application of alternative types of aviation fuel. A number of companies around the world, together with aircraft manufacturers under the significant state support, are actively developing new types of fuel. At the moment the most widespread biofuels consisting of bioethanol are obtained from various plant and animal sources. Alternative fuels should not be inferior to petroleum fuels in its operational properties. A possible transition to them should not require significant costs for the modernization of aircraft and facilities of ground aviation fuel supply. Therefore, an urgent task is to compare the main indicators of the quality of oil fuels, biofuels and their mixtures to assess the possibility of using biofuels on aircraft. A comparative analysis was carried out on some quality indicators. Afterwards the comments were given on the impact of changes of these quality indicators on the performance properties of the fuels. It is shown that according to some quality indicators, biofuels under research have the advantages over oil ones. The relevance of comprehensive study of the performance properties of biofuels is obvious. The improvement of oil fuels and their comprehensive study have been under way for more than 60 years. Biofuels are just beginning their life, so it is reasonable to conduct thorough research on their use in aviation.

Key words: aviation, jet fuel, biofuel, aviation kerosene, operational properties, production of biofuels, aviation fuels quality indicators.

REFERENCES

1. Litvinov, A.A. (1987). *Osnovy primeneniya goryuche-smazochnykh materialov v grazhdanskoy aviatsii* [Bases of fuel and lubricants application in civil aviation]. Moscow: Transport, 308 p. (in Russian)

2. Bratkov, A.A. and Seregin, E.P. (1987). *Khimmotologiya raketnykh i reaktivnykh topliv* [Chemmotology of rocket and jet fuel]. Moscow: Khimiya, 304 p. (in Russian)

3. Gishvarov, A.S. (2008). *Ekspluatatsionnaya nadezhnost toplivnykh sistem vozdushnykh sudov: Uchebnoe posobie* [Operational reliability of aircraft fuel systems: Training manual]. Ufa: UGATU. 298 p. (in Russian)

4. Konyaev, E.A. and Gryadunov, K.I. (2016). *Ekspluatatsionnyye svoystva aviatsionnykh goryuche-smazochnykh materialov: Uchebnoe posobie* [Operational properties of aviation fuel and lubricant: Training manual]. Moscow: MGTU GA, 80 p. (in Russian)

5. Nurgaleev, A. (2012). *Biotoplivo nuzhdaetsya v gosudarstvennoy podderzhke* [Biofuel needs state support]. Available at: https://www.aviaport.ru/news/2012/02/01/228946.html (accessed: 15.03.2019). (in Russian)

6. Nikolaykin, N.I., Melnikov, B.N. and Bolshunov, Yu.A. (2010). *Transfer into alternative kinds of fuel as the way of transport power and ecological efficiency increase*. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 162, pp. 12–21. (in Russian)

7. Fedchenko, I.A., Solovtsova, A.S. and Lukyanov, A.N. (2013). *Analiticheskiy otchet. Osnovnyye tendentsii razvitiya rynka biotopliva v mire i Rossii za 2000–2012 gody* [Analytical report. The main trends in the development of the biofuel market in the world and in Russia in 2000–2012]. Available at: http://portal-energo.ru/fi les/articles/portal-energo_ru_2.pdf (accessed: 25.03.2019). (in Russian)

8. Glover, B.M. (2008). *Boeing and the Environment: Our Commitment to a Better Future*. Presentation of Boeing Management Company. Seattle (USA): Boeing Management Company, 17.06.2008.

9. Lefebvre A.H., Ballal D.R. (2017). *Gas Turbine Combustion Alternative Fuels and Emissions*. International Renewable Energy Agency. Available at: https://www.irena.org/DocumentDownloads/ Publications/IRENA_Biofuels_for_Aviation_2017.pdf (accessed: 15.06.2019).

10. Vasilyev, A.Yu., Chelebyan, O.G. and Medvedev, R.S. (2013). *Peculiarities of application of biofuel mixture in combustion chambers of modern gas turbine engines*. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, no. 3 (41), part 2, pp. 57–62.

11. Gryadunov, K.I. and Maslova, T.M. (2019). *Himmotologiya i kontrol kachestva GSM. Aviatsionnyye topliva* [Chemmotology and quality control of fuel and lubricants. Aviation fuel]. Teaching aid. Moscow: OOO «MIR», 56 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Konstantin I. Gryadunov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Chair of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, k.gryadunov@mstuca.aero.

Alexander N. Kozlov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Chair of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, an.kozlov@mstuca.aero.

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

Ardeshiri Shadi, Junior Research Fellow, Air Transport Bureau at the International Civil Aviation Organization (ICAO), shadiardeshiri@gmail.com.

Поступила в редакцию	08.07.2019	Received	08.07.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

УДК.629.7.015
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-76-84

БЕЗОПАСНАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА С ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В УСЛОВИЯХ ВЕТРА

М.А. КИСЕЛЕВ[1], С.В. ЛЕВИЦКИЙ[2], В.А. ПОДОБЕДОВ[2]
[1]Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия
[2] Публичное акционерное общество «Научно-производственная корпорация "Иркут"», г. Москва, Россия

Отказ двигателя, согласно данным Управления инспекции по безопасности полетов Федерального агентства воздушного транспорта, стал причиной четырех из шести авиационных происшествий в 2017 году, в том числе двух катастроф. В целом за период с 2001 по 2017 год события, связанные с отказом двигателя, стали второй по частоте причиной возникновения авиационных происшествий (13 % авиационных происшествий и 12 % катастроф). Самые тяжелые последствия связаны с отказом двигателя на наиболее сложном и ответственном этапе полета – посадке. Так, например, именно отказ двигателя на предпосадочной прямой стал причиной катастрофы самолета L-410UVP-E20 RA-67047 в районе аэродрома Нелькан 15 ноября 2017 года. В данной статье рассматривается в некотором смысле предельная ситуация – посадка самолета со всеми отказавшими двигателями в условиях ветра. Для указанной ситуации предлагается методика расчета захода на посадку воздушного судна (ВС) в условиях ветра при отказе всех двигателей его силовой установки на аэродром, оборудованный дальним приводным радиомаяком (ДПРМ). Ключевыми особенностями названной методики являются, во-первых, отсутствие необходимости в привязке траектории к наземным ориентирам в районе аэродрома посадки и, во-вторых, простота синтеза и реализации управления самолетом на основе предлагаемой методики при посадке как в ручном, так и в директорном или автоматическом режимах. Для расчета захода на посадку с помощью предлагаемой методики экипажу необходимо знание только следующих величин: наивыгоднейшей скорости ВС в посадочной конфигурации, высоты пролета ДПРМ перед посадкой и шага спирали на высоте предпосадочного маневрирования. Содержание методики в статье проиллюстрировано результатами расчета захода на посадку в условиях ветра при отказе всех маршевых двигателей российского ближне-среднемагистрального самолета МС-21.

Ключевые слова: динамика полета, отказ двигателя самолета, моделирование, пилотирование, особые случаи полета, влияние ветра.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время все ВС в соответствии с требованиями[1] создаются с учетом возможности выполнения полета при отказе части маршевых двигателей многодвигательной силовой установки, в том числе и в условиях ветра. Указанному вопросу посвящено множество исследований [1–12]. В то же время вопросам, касающимся пилотирования ВС на посадке в условиях ветра при отказе всех маршевых двигателей ВС, не уделяется должного внимания.

В работе [13] авторы привели описание методики расчета захода на посадку самолета с неработающей силовой установкой по методу контрольной высоты в стандартных атмосферных условиях. Очевидно, что в условиях реальной эксплуатации заметное влияние на точность расчета захода на посадку будет оказывать ветер. Для учета данного фактора при определении контрольной высоты ($H_{контр}$) необходимо оценить изменение следующих параметров:

- контрольной высоты пролета над ДПРМ ($H_{ДПРМ}$);
- сноса самолета при выполнении спирали;
- сноса самолета на прямолинейных участках снижения.

[1] Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. М.: Авиаиздат, 2013 г. 266 с.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Уточнение контрольной высоты над ДПРМ

При наличии ветра точка касания земли в момент посадки сместится относительно расчетной на величину ΔL_W (рис. 1). Для уточнения расчета необходимо изменить величину контрольной высоты над ДПРМ: увеличить $H_{ДПРМ}$ на величину ΔH_W при встречном ветре и уменьшить при попутном.

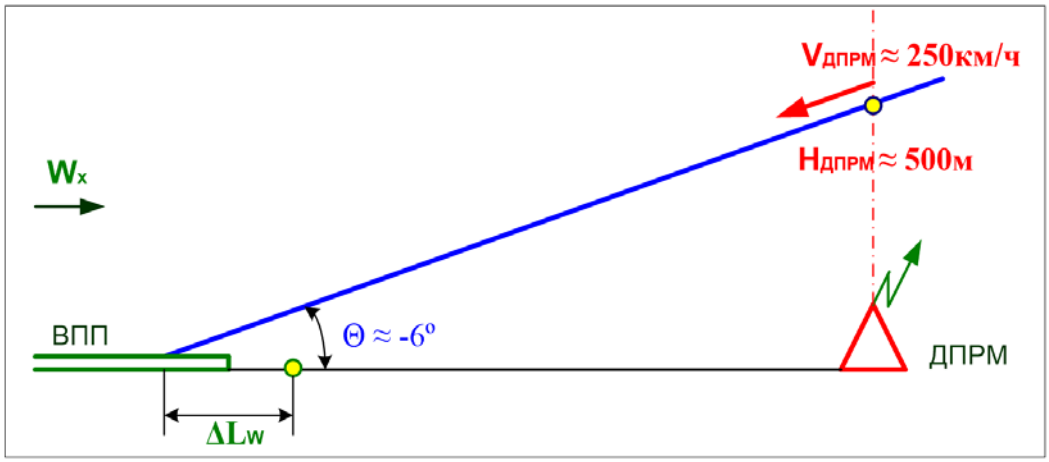


Рис. 1. К оценке влияния ветра
Fig. 1. To assess the effect of wind

Величина сноса ΔL_W определяется составляющей скорости ветра вдоль оси ВПП W_x и временем снижения $t_{сн.}$:

$$\Delta L_W = t_{сн} \cdot W_x .$$

Время снижения определяется расчетной высотой и вертикальной скоростью снижения V_y, которая зависит от аэродинамического качества самолета в посадочной конфигурации при расчетной истинной скорости пролета ДПРМ $V_{ДПРМ}$:

$$t_{сн.} = \frac{H_{ДПРМ}}{V_y} = \frac{H_{ДПРМ}}{V_{ДПРМ} \cdot \sin\theta_{сн}} \approx \frac{H_{ДПРМ}}{V_{ДПРМ}} \cdot К .$$

Отсюда высоту пролета ДПРМ необходимо скорректировать на величину

$$\Delta H_W = \Delta L_W \cdot \mathrm{tg}\theta_{сн} = \frac{H_{ДПРМ}}{V_{ДПРМ}} \cdot W_x .$$

Итоговая расчетная формула уточнения $H_{ДПРМ}$ для самолета МС-21 имеет вид

$$\Delta H_W \approx \pm W_x \cdot k_V ,$$

где величина коэффициента k_V = 6,6…7,9 определяется углом отклонения закрылков.

Так, например, в конфигурации $\delta_з$ = 10…18º при встречном ветре W_x = +10 м/с высоту пролета ДПРМ необходимо увеличить примерно на 70 м.

Снос самолета при выполнении спирали

При выполнении разворотов на курс $\Psi_{пос}$ + 180º и обратно на посадочный $\Psi_{пос}$ накапливается смещение самолета относительно ДПРМ на величину $\Delta L^{сп.}_{W}$ (рис. 2 и 3). Данное смещение определяется скоростью ветра и временем выполнения спирали $t_{сп}$.

На рис. 2 и 3 приведены результаты моделирования спиралей, выполненных в спокойной атмосфере и при наличии ветра W_x = 10 м/с.

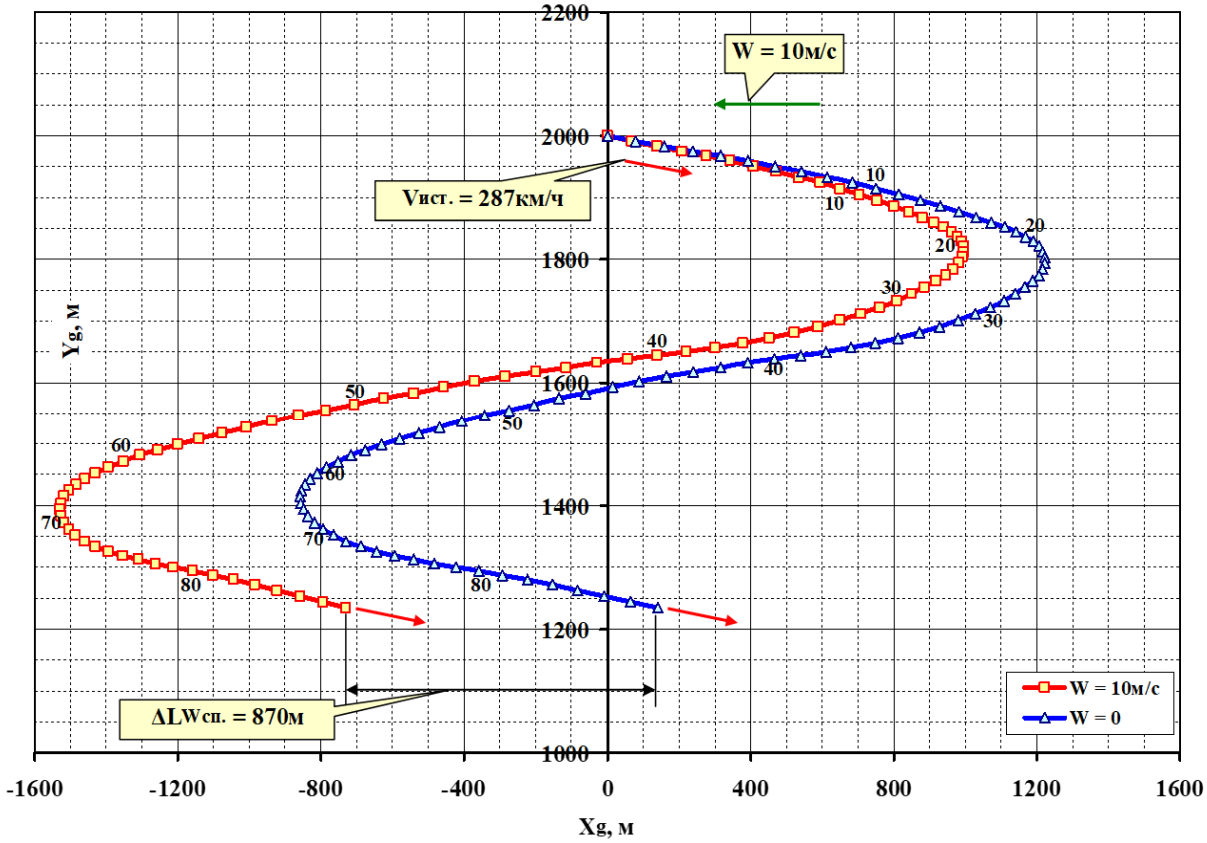


Рис. 2. Проекция траектории спирали на вертикальную плоскость Y_gOX_g
Fig. 2. The projection of the spiral path on the vertical plane Y_gOX_g

Согласно описанию типовых маневров [14] время спирали определяется угловой скоростью разворота, которая зависит от истинной скорости и крена:

$$t_{сн} = \frac{2\pi}{g} \cdot \frac{V}{tg\gamma},$$

где g = 9,81 м/с^2 – ускорение свободного падения.

При γ = 30º итоговая формула для расчета времени [с] спирали имеет вид

$$t_{сн} = 1{,}11 \cdot V.$$

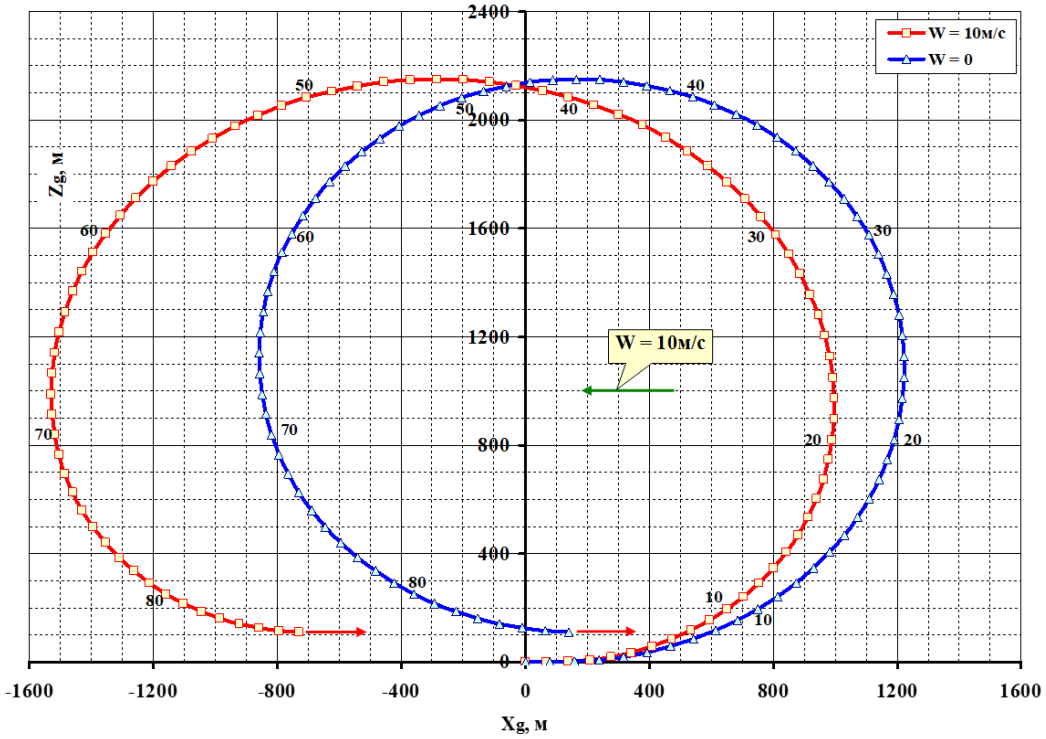


Рис. 3. Проекция траектории спирали на горизонтальную плоскость Z_gOX_g
Fig. 3. The projection of the spiral path onto the horizontal plane Z_gOX_g

Смещение самолета за время спирали в направлении посадочного курса $\Delta L^{сп.}_{W}$ составит

$$\Delta L^{сп.}_{W} = 1{,}11 \cdot V \cdot W_x.$$

Для парирования смещения самолета за время выполнения спирали и выхода на ДПРМ на расчетной высоте необходимо ввести дополнительную корректировку:

$$\Delta H^{сп}_{контр} = \Delta L^{сп}_{W} \cdot \frac{1}{К} = 1{,}11 \cdot \frac{V}{К} \cdot W_x.$$

Таким образом, минимальная высота $H_{мин.}$, при которой возможна реализация метода контрольной высоты в условиях ветра, должна определяться с учетом высотных поправок:

$$H_{мин} = H_{ДПРМ} + h_{сп} \pm \left(\Delta H_W + \Delta H^{сп}_{контр}\right).$$

Снос самолета на прямолинейных участках снижения

Если начальная высота предпосадочного маневра больше минимальной, появляются два участка прямолинейного снижения с перепадом высот $2\Delta H_{сн} = H_{нач} - H_{ДПРМ} - h_{сп}$.

Смещение самолета за время снижения на $2\Delta H_{сн.}$ составляет:

$$\Delta L^{сн}_{W} = \frac{2\Delta H}{V_{ср}} \cdot К \cdot W_x,$$

где $V_{ср} = 0{,}5(V_{ист} + V_{инд})/3{,}6$ – среднее значение между истинной и индикаторной скоростями на $H_{нач}$, выраженное в м/с.

Для парирования смещения самолета за время прямолинейного снижения необходимо ввести дополнительную корректировку по высоте:

$$\Delta H^{сн}_{контр} = \Delta L^{сн}_{W} \cdot \frac{1}{K} = \frac{2\Delta H}{V_{ср.}} \cdot W_x.$$

В итоге при расчете контрольной высоты начала разворота на посадочный курс необходимо учесть полученные высотные поправки на влияние ветра:

$$H_{контр.W} = H_{контр} \pm \left(\Delta H_W + \Delta H^{сп}_{контр} + \Delta H^{сн}_{контр} \right),$$

где $H_{контр.} = \frac{H_{нач} + H_{ДПРМ}}{2}$ – контрольная высота при отсутствии ветра ($W_x = 0$).

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Проиллюстрируем использование методики на примере расчета захода на посадку в условиях ветра с отказавшими двигателями перспективного отечественного ближне-среднемагистрального самолета МС-21.

Расчетные значения аэродинамического качества самолета типа МС-21 при различном положении закрылков и шасси (ШУ – шасси убрано; ШВ – шасси выпущено) с указанием наивыгоднейших скоростей приведены на рис. 4.

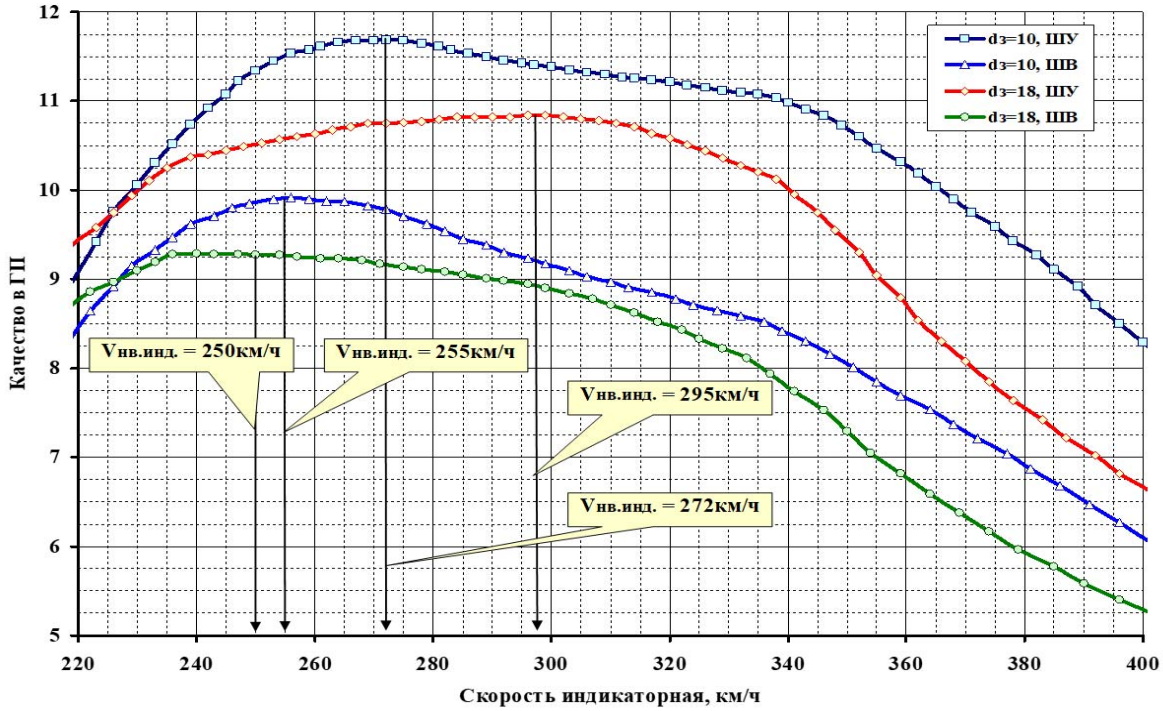


Рис. 4. Зависимость аэродинамического качества от скорости полета
Fig. 4. The dependence of aerodynamic quality on flight speed

Ниже приведен пример расчета ветровых поправок для самолета в конфигурации, соответствующей положению закрылков $\delta_з$ = 10º, ШВ. Оптимальная индикаторная скорость на этапе захода на посадку 255…260 км/ч. Максимальное аэродинамическое качество К = 9,8.

Контрольные параметры снижения при отсутствии ветра: $H_{ДПРМ}$ = 470 м; $h_{сп}$ = 770 м; $H_{нач}$ = 2000 м; $V_{ист}$ = 287 км/ч – на начальной высоте.

Контрольная высота при отсутствии ветра:

$$H_{контр} = \frac{H_{нач} + H_{ДПРМ}}{2} = \frac{2000 + 470}{2} = 1235 \text{ м}.$$

Высотные поправки при встречном ветре W_x = +10 м/с:

- высота над ДПРМ:

$$\Delta H_W \approx \pm 7 \cdot W_x = 7 \cdot 10 \approx +70 \text{ м};$$

- высотная поправка на выполнение разворотов:

$$\Delta H^{сп}_{контр} = 1{,}11 \cdot \frac{V}{К} \cdot W_x = 1{,}11 \cdot \frac{287}{9{,}8 \cdot 3{,}6} \cdot 10 \approx +90 \text{ м};$$

- высотная поправка на участки прямолинейного снижения:

$$\Delta H^{сн}_{контр} = \frac{2\Delta H}{V_{ср.}} \cdot W_x = \frac{(2000 - 470 - 770) \cdot 3{,}6}{(287 + 255) \cdot 0{,}5} \cdot 10 \approx +100 \text{ м}.$$

Таким образом, суммарная высотная поправка на встречный ветер Wx = +10 м составит 260 м и, соответственно, контрольная высота Нконтр.W = 1235 + 260 = 1495 м.

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Как следует из представленных материалов, рассмотренная методика учета влияния ветра при расчете захода на посадку со всеми отказавшими двигателями предлагает простой алгоритм действий экипажа, обеспечивающий вывод самолета с неработающей силовой установкой в безопасные условия посадки на любой аэродром с ДПРМ, в том числе в условиях ветра без необходимости привязки параметров движения самолета к заранее заданным наземным ориентирам.

Учет влияния ветра приводит к необходимости увеличения контрольной высоты при наличии встречного ветра и уменьшения контрольной высоты при наличии попутного ветра.

Так, например, наличие встречного ветра при заходе на посадку с отказавшими двигателями перспективного отечественного ближне-среднемагистрального самолета МС-21 приводит к необходимости увеличения контрольной высоты на 260 м с 1235 до 1495 м, то есть на 21 % от условий безветрия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Киселевич В.Г., Петров Ю.В., Ципенко В.Г. Анализ особенностей летной эксплуатации самолета Ил-96т на взлете при отказе двигателя по результатам вычислительных экспериментов // сборник XXVI научно-технической конференции по аэродинамике, 2015. С. 133–134.

2. Киселевич В.Г. Разработка рекомендаций по летной эксплуатации самолета Ил-96т при отказе двигателей на взлете / В.Г. Киселевич, М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко, К.О. Чернигин // Научный вестник УВАУ ГА (И). 2014. №. 6. С. 17–23.

3. Киселевич В.Г., Кубланов М.С., Ципенко В.Г. Моделирование захода на посадку и посадки самолета Ил-76 с различными посадочными массами и при отказе двигателей // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 188 (2). С. 7–9.

4. Киселевич В.Г. Разработка рекомендаций по летной эксплуатации самолета Ил-96Т при прерванном взлете // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 211. С. 79–84.

5. Киселевич В.Г. Особенности летной эксплуатации самолета Ил-96Т при продолженном взлете // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 211. С. 128–131.

6. Тихонов Д.В., Тихонов В.Н. Прогноз степени опасности полетной ситуации при отказе двигателя на восходящих маневрах на основе расчетно-экспериментальных данных и экспертной оценки // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 212. С. 90–97.

7. Кубланов М.С., Ципенко В.Г. Исследование возможности посадки самолета ИЛ-96-300 в условиях низких коэффициентов сцепления и ограничений по боковой составляющей скорости ветра // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сборник трудов XX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Часть I. Самара, 14–16 июня 2017 г., Самар. нац. исслед. ун-т им. С.П. Королева. Самара: СНЦ РАН, 2018. С. 159–162.

8. Желанников А.И., Ушаков С.А. Влияния бокового ветра на взлет и посадку воздушных судов на параллельные полосы // материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. С. 128–129.

9. Babych Ya.O., Bochelyuk A.O., Polukhin A.V. Features of landing approach for aircraft in automatic and yoke control modes in conditions of vertical wind // Проблеми інформатизації та управління. 2017. Т. 4. № 60. С. 5–11.

10. Гребенкин А.В., Костин С.А. Автоматическая посадка самолета на ВПП переменного состояния в условиях сильного бокового ветра и отказа критического двигателя // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2016. № 12. С. 22–24.

11. Мазур В.Н. Управление самолетом при посадке в условиях изменяющегося продольного ветра / В.Н. Мазур, Е.А. Мельников, С.В. Хлгатян, А.Е. Ардалионова // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2015. № 10. С. 20–28.

12. Кастерский С.М. Оптимальное управление продольным движением самолета в режиме посадки при наличии ветра // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2012. Т. 10. № 4. С. 10–14.

13. Kiselev M.A., Levitsky S.V., Podobedov V.A. Reckoning technique of passenger airplane aproach procedure in case of all main engines failure // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 4. С. 91–99.

14. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 527 с.

SAFE ENGINE-OUT LANDING OF A PASSENGER PLANE UNDER THE WIND CONDITIONS

Mikhail A. Kiselev[1], Sergey V. Levitsky[2], Vladimir A. Podobedov[2]
[1]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia
[2] JSC Irkut Corporation, Moscow, Russia

ABSTRACT

The engine failure, according to the flight safety inspection of the Federal Air Transport Agency, caused 4 of 6 aviation accidents in 2017, including 2 air disasters. In general, from 2001 to 2017, events related to the engine failure became the second most frequent cause of aviation accidents (13% of aviation accidents and 12% of air disasters). The worst consequences are associated with the

engine failure at the most difficult and crucial stage of the flight - landing. For example, it was the engine failure on the final approach that caused the crash of the L-410UVP-E20 RA-67047 aircraft near the Nelkan airfield on November 15, 2017. The article discusses a limiting situation in some sense – the landing of an aircraft with all failed engines under the wind conditions. The authors have proposed for this situation a methodology of calculating the landing approach of an aircraft under the wind conditions in case of failure of all engines of its power plant to an aerodrome equipped with an outer marker. The key features of such methodology are, firstly, the absence of necessity to link the path to the landmarks in the landing aerodrome area, and, secondly, the simplicity of the synthesis and the implementation of the aircraft control based on the proposed methodology during landing in both manual and director or automatic modes. To calculate the approach using the proposed methodology, the crew only needs to know the following values: the minimum drag airspeed on final approach, the height of the flight over an outer marker before landing and spiral approach leg. The content of the methodology in the article is illustrated by the results of the approach calculation when all of the main engines of the Russian short-medium-range MS-21 aircraft fail under the wind conditions.

Key words: flight dynamics, aircraft engine failure, modeling, piloting, abnormal situations in flight, wind effect**.**

REFERENCES

1. Kiselevich, V.G., Petrov, Yu.V. and Tsipenko, V.G. (2015). *Analiz osobennostey letnoy ekspluatatsii samoleta IL-96T na vzlete pri otkaze dvigatelya po rezultatam vychislitelnykh eksperimentov* [Analysis of the characteristics of the flight operation of the Il-96T at take-off in case of engine failure based on the results of computational experiments]. *Sbornik XXVI nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike* [Collection of Scientific Papers of: XXVI Scientific and Technical Conference on Aerodynamics], pp. 133–134. (in Russian)

2. Kiselevich, V.G., Kublanov, M.S., Tsipenko, V.G. and Chernigin, K.O. (2014). *Development of flight operation recommendations of il-96t aircraft with engine failure at takeoff*. Nauchnyy vestnik UVAU GA (I) [The Scientific Bulletin of The Ulyanovsk Civil Aviation Institute], no. 6, pp. 17–23. (in Russian)

3. Kiselevich, V.G., Kublanov, M.S., Tsipenko, V.G. (2013). *Modeling of approach and landing of plane Il-76 with different landing masses and failures of engines*. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 188, pp. 7–9. (in Russian)

4. Kiselevich, V.G. (2015). *The development of flight operation recommendations for IL-96T at aborted take-off*. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 211, pp. 79–84. (in Russian)

5. Kiselevich, V.G. (2015). *Peculiarities of IL-96t flight operation at prolonged take-off*. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 211, pp. 128–131. (in Russian)

6. Tikhonov, D.V. and Tikhonov, V.N. (2015). *Forecast of flight severity situation with an engine failure on the ascending maneuvers based on computational-experimental data and expert judgement*. The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 212, pp. 90–97. (in Russian)

7. Kublanov, M.S. and Tsipenko, V.G. (2018). *Issledovaniye vozmozhnosti posadki samoleta IL-96-300 v usloviyakh nizkikh koeffitsiyentov stsepleniya i ogranicheniy po bokovoy sostavlyayushchey skorosti vetra* [The research of the possibility to land the Il-96-300 aircraft under conditions of low friction coefficient and limiting the cross component of wind]. *Upravleniye dvizheniyem i navigatsiya letatelnykh apparatov: sbornik trudov XX Vserossiyskogo seminara po upravleniyu dvizheniyem i navigatsii letatelnykh apparatov* [Collection of proceedings of Russian discussion group of air traffic control and navigation], part 1, pp. 159–162. (in Russian)

8. Zhelannikov, A.I. and Ushakov, S.A. (2017). *Vliyaniya bokovogo vetra na vzlet i posadku vozdushnykh sudov na parallelnyye polosy* [Cross wind influence on the take-off and landing of aircraft on parallel runways]. *Sbornik Materialov XXVIII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike. Tsentralnyy aerogidrodinamicheskiy institut im. prof. N.Ye. Zhukovskogo* [Collection of pa-

pers of XXVIII scientific and technological conference on aerodynamics. Zhukovsky Central aerodynamic Institute], pp. 128–129. (in Russian)

9. Babych, Ya.O., Bochelyuk, A.O. and Polukhin, A.V. (2017). *Features of landing approach for aircraft in automatic and yoke control modes in conditions of vertical wind shear. Problemí ínformatizatsíÏ ta upravlínnya* [Problems of informatization and control], vol. 4, no. 60, pp. 5–11. (in Ukraine)

10. Grebenkin, A.V. and Kostin, S.A. (2016). *Avtomaticheskaya posadka samoleta na VPP peremennogo sostoyaniya v usloviyakh silnogo bokovogo vetra i otkaza kriticheskogo dvigatelya* [Automatic landing of the aircraft on a variable conditions runway with strong side wind and critical engine failure]. *Trudy MIEA. Navigatsiya i upravleniye letatelnymi apparatami* [Proceedings of Moscow Institute of Electromechanics and Automatics. Navigation and aircraft control], no. 12, pp. 22–24. (in Russian)

11. Mazur, V.N., Melnikova, Ye.A., Khlgatyan, S.V. and Ardalionova, A.Ye. (2015). *Upravleniye samoletom pri posadke v usloviyakh izmenyayushchegosya prodolnogo vetra* [Aircraft control during landing with variable longitudinal wind]. *Trudy MIEA. Navigatsiya i upravleniye letatelnymi apparatami* [Navigation and aircraft control], no. 10, pp. 20–28. (in Russian)

12. Kasterskiy, S.M. (2012). *Longitudinal Plane Movement Optimal Control in the Landing Mode when Wind*. Journal Information-measuring and Control Systems, vol. 10, no. 4, pp. 10–14. (in Russian)

13. Kiselev, M.A., Levitskiy, S.V. and Podobedov, V.A. (2019). *Reckoning technique of passenger airplane approach procedure in case of all main engines failure*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 4, pp. 91–99. (in Russian)

14. Levitskiy, S.V. and Sviridov, N.A. (2008). *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow: VVIA im. prof. N.Ye. Zhukovskogo [Zhukovsky Air Force Engineering Academy], 527 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

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

Vladimir A. Podobedov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Chief Designer – Head of Aerodynamics, JSC Irkut Corporation, Vladimir.Podobedov@irkut.com.

Поступила в редакцию	30.04.2019	Received	30.04.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

УДК 629.7.067
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-85-93

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ОПЕРАЦИЙ В АЭРОПОРТАХ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПОВ СОВМЕСТНОГО ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

Г.Н. ЛЕБЕДЕВ[1], В.Б. МАЛЫГИН[2]
[1]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия
[2]Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

Работа выполнена при материальной поддержке РФФИ, грант № 19-08-00010

В статье предлагается методика формализации базовых характеристик производственных процессов деятельности основных представителей авиационной отрасли – авиакомпаний, аэропортов и органов управления воздушным движением. Данная методика не является исчерпывающей, но вполне подходит в качестве основы формирования исходных данных для оптимизации принятия решений в условиях выполнения аэропортовых операций и организации воздушного движения на основе принципов совместной работы эксплуатационных подразделений в аэропортах. В качестве инструмента оптимизации совместного принятия решений предлагается использовать генетический алгоритм, позволяющий за меньшее число итераций в реальном масштабе времени получить субоптимальное, отвечающее требованиям участников процесса, решение. При оценке возможности применения генетического алгоритма представлена математическая модель в мультипликативной форме, учитывающая интересы трех заинтересованных сторон. В качестве исходного продукта принимается планирование использования авиационной техники под расписание рейсов аэропорта, основанное на формализованных данных самолетного парка авиакомпаний, возможностей перрона базового аэропорта, а также с учетом ограничений постоянного и временного характера. В статье наглядно показано потенциальное преимущество генетического алгоритма, состоящее в том, что внутри каждого шага субоптимального выбора состава первоочередных задач вместо полного перебора вариантов осуществляется ограниченный, но эффективный «направленный» перебор из сокращенного числа тех вариантов, которые были выбраны в качестве «элиты» с помощью мультипликативной формы.

Ключевые слова: совместное принятие решений (CDM), безопасность полетов (БП), генетический алгоритм (ГА).

ВВЕДЕНИЕ

В соответствии с глобальным аэронавигационным планом (ГАНП) предусматриваются совершенно новые формы управления производством [1–4], сочетающим в себе различные виды деятельности, но имеющие прямую зависимость друг от друга. Предусмотрено три вида производственной деятельности:

1) производственная деятельность авиакомпаний;
2) аэропортовая производственная деятельность;
3) деятельность служб организации воздушного движения.

Общей целью данных видов деятельности является эффективное и качественное исполнение расписания движения воздушных судов, составленное на обозримый период. В настоящее время известно летнее и зимнее расписание. Также возможна корректировка центрального расписания и исполнение чартерных рейсов.

Говоря о традиционном «ретроподходе» к реализации упомянутой цели, когда ресурсы авиакомпании по самолетному парку и аэропорта по местам стоянок были более чем достаточны для реализации расписания, отмечалась слабая эффективность совместной деятельности.

Значительная часть самолетного парка простаивала, дожидаясь закрепленного рейса, всегда имелось определенное количество свободных мест стоянок в аэропорту, службы управления движением больше заботились о безопасности полетов и мало внимания уделяли эффективности совместного взаимодействия с аэропортовыми службами и авиакомпаниями. На совместных разборах, конференциях на обсуждение выносились частные проблемы и претензии. Необходимости в совместном управлении не возникало.

Ситуация стала существенно меняться с увеличением спроса на авиаперевозки, а также с переходом на новые методы хозяйствования [5, 6]. Авиакомпании стали активно искать свою «нишу» по авиаперевозкам, соответственно, стали эффективнее использовать самолетный парк. Свои ресурсы аэропорты стали рассчитывать исходя только из той части самолетного парка, который не находится в полете на маршруте, а обслуживается на перроне, что существенно расширило возможности аэропорта. Организация движения наряду с обеспечением безопасности полетов приобрела характер планируемой под расписание и ресурсы аэропорта [9, 10].

Возникает задача поиска оптимального количества и качества самолетного парка для обеспечения расписания полетов с учетом ресурсов аэропорта и возможностей организации движения. Также задача поиска оптимального решения в случае влияния внешних негативных факторов, таких как погода, технические отказы техники и т. п.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Расписание полетов можно представить в виде табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Расписание полетов
Flight schedule

Время\дата рейса	01.01.2019	02.01.2019	….	XX.XX.XXXX
t_1	$d_1^1, k_1^1 \mid z$		….	
t_2		$d_2^2, k_2^2 \mid z$		
⋮				
t_n	$d_n^1, k_n^1 \mid z$	$d_n^2, k_n^2 \mid z$		$d_N^d, k_N^d \mid z$

Здесь d_1^1 – дальность до аэродрома назначения;

k_1^1 – количество пассажиров, под которое планируется выполнение рейса;

z – ограничения по рейсу.

Значение d в табл. 1 берется из перечня аэродромов назначения, куда выполняются рейсы. Такой перечень имеется в штурманской службе аэропорта.

Ограничения по рейсу z касаются различных ограничений постоянного характера.

Традиционно период планирования авиационной техники не превышает одного месяца.

В табл. 2 представлены характеристики самолетного парка авиакомпаний с расчетом возможного участия воздушных судов одной авиакомпании в обеспечении рейса, закрепленного за другой.

Характеристика предельной дальности полета ВС актуальна для эффективного его использования. Наиболее эффективным считается выполнение рейса в том случае, если ВС заправляется топливом один раз в базовом аэропорту, т. е. предельная дальность полета ВС равна удвоенному расстоянию до аэродрома назначения, когда судно следует туда и обратно. Данное правило можно считать одним из критериев эффективности выполнения рейса, также необхо-

димо отметить, что в производственной деятельности существует множество подобных критериев, скрытых от прямого управления.

$$2d_i^n \le D_m. \quad (1)$$

Правило (1) действует в том случае, если нет ажиотажа на перевозку.

Таблица 2
Table 2

Характеристики парка воздушных судов
Characteristics of the aircraft park

Воздушные суда	ВС 1	ВС 2	…	ВС М
Характеристики	D_1, L_1, K_1, Q_1, V_1	D_2, L_2, K_2, Q2, V2		D_M, L_M, K_M, Q_M, V_M

Здесь D – предельная дальность полета для данного типа ВС;
L – размеры ВС для обеспечения местом стоянки;
K – максимальное количество пассажиров для перевозки данным типом ВС;
Q – характеристики расхода топлива для данного типа ВС;
V – символ доступности ВС для планирования обеспечения рейса.

Другим критерием топливной эффективности считается минимизация запаса топлива для полета в очереди на прибытие. Лишние 100 кг топлива – это потерянный для авиакомпании билет для пассажира.

В табл. 3 представлены характеристики перрона базового аэродрома.

Таблица 3
Table 3

Характеристики перрона базового аэродрома
Characteristics of the base airfield apron

№ стоянки	1	2	….	K
характеристики	λ_1,τ^d_1	λ_2,τ^d_2		λ_k,τ^d_k

Здесь λ – размеры стоянки (основной характеристикой является размах крыльев ВС, которое можно условно расположить на стоянке);

τ^d – время занятости стоянки с учетом резервирования на день d. Величина τ состоит из времени начала использования стоянки t, нормативного времени занятости $\tau_н$ и «штрафного» времени задержки $\tau_ш$.

Проблема возникает при условии, если число мест стоянок в аэропорту (*K*) меньше количества воздушных судов (*M*), использующих этот аэропорт в качестве базового. Чем больше разница (*M* − *K*), тем важнее планирование использования авиационной техники, а также «штрафного» времени задержки обслуживания. Особенностью такого планирования является слабая предсказуемость загрузки рейсов пассажирами, хотя, имея достаточную статистику загрузки и хорошую аналитику, можно с большой долей вероятности предсказать загрузку рейсов (*k*). Тем не менее планирование распределения авиационной техники на выполнение расписания производится от одной недели до месяца. В табл. 4 представлен примерный 4-дневный план выполнения расписания одним воздушным судном ($ВС_m$ – А320) с соответствующими характеристиками: D_m = 6150 км, L_m = 34,1 м, K_m = 180 чел.

Необходимо отметить, что характеристика дальности полета ВС, для гармонизации с измерениями расписания, должна быть переведена из километрового измерения во временное.

Для этого необходимо учитывать факторы организации воздушного движения. Так, полет по маршруту на запланированном эшелоне мало зависит от ОрВД в том случае, если не применяется ожидание на маршруте. Эту часть можно идентифицировать как дальность полета по маршруту $D^{м}_{m}$, деленную на путевую скорость полета $W^{п}_{m}$. В свою очередь, путевая скорость имеет прямую зависимость от «крейсерской» скорости типа ВС (W^{k}_{m}) и характеристик ветра по маршруту (Δ). В ГАНП приводятся характеристики топливной эффективности при использовании эшелонов полета, где рассчитаны топливные потери при полете на невыгодном эшелоне.

Таблица 4
Table 4

Примерный план выполнения расписания воздушным судном
Outline schedule of the aircraft

Дата \ Время	01	02	03	04	05	06	07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
01.01.2019	$D^{м}$			$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$				$D^{м}$		$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$				$D^{м}$					$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$					
02.01.2019			$D^{сн}$;$D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$					$D^{м}$						$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$			$D^{м}$					$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG;		
03.01.2019	CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$				$D^{м}$			$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$		$D^{м}$				$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$			$D^{м}$					$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$		
04.01.2019	$D^{м}$					$D^{сн}$;$D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$				$D^{м}$					$D^{сн}$;$D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$			$D^{м}$					$D^{сн}$; $D^{эр.}$CG; $D^{вр.}$; $D^{наб.}$		

Начиная с этапа прибытия, влияние организации воздушного движения становится более существенным. В том случае если очередь воздушных судов на посадку (Ω^{c}_{m}) отсутствует, от начала снижения с эшелона до посадки $D^{сн.}_{m}$ проходит, как правило, 30 минут.

В крупных аэропортах в периоды повышенной интенсивности воздушного движения время нахождения в такой очереди Ω^{c}_{m} может доходить до 1 часа и более. В этом случае можно существенно отойти от плана распределения мест стоянок под конкретные прилетные ВС, а также нарушить план вылета. Перераспределение мест стоянок необходимо осуществлять достаточно оперативно, что не всегда под силу оператору. Зачастую данное обстоятельство является причиной сбоя в организации аэродромного движения, последствия которого непредсказуемы.

После посадки воздушное судно двигается к месту стоянки $D^{эр.}_{m}$ и выключает двигатели после остановки. Примем нормативное время руления 10 минут. Как правило, этот норматив зависит от особенностей перрона аэропорта. Далее начинается аэропортовое обслуживание, реализуется сетевой график обслуживания различными службами аэропорта (CG_m). Задача планирования – свести к минимуму время CG_m без ущерба для качества. По сути, эта задача сводится к минимизации времени между выключением двигателей ВС и запуском. Следующий рейс начинается с запуска двигателей и «выруливания» на взлет $D^{вр.}_{m}$. Данный процесс относится к организации движения на перроне и зависит от множества факторов. Нормативное время «выруливания», как правило, должно соответствовать времени «заруливания», но на практике это время больше. Взлет и набор эшелона с выходом на маршрут обозначим $D^{наб.}_{m}$.

Из табл. 4 можно вывести коэффициент использования ВС $k^{п} = 0{,}6041$, который показывает соотношение полета по маршруту к общему времени 4-х суток. Для ВС такого типа идеальным будет режим использования $D^{м} = 6$ ч; $D^{сн} + D^{эр.} + CG + D^{вр.} + D^{наб} = 2$ ч, т. е. $k^{и} = 0{,}75$. Разница значений идеального и практического коэффициентов говорит о наличии резервов в составлении расписания рейсов. Также видно, что затягивание процедуры CG, как правило, происходит в базовом аэропорту.

ПЕРЕЧЕНЬ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ИЗМЕНЕНИЕ РАСПИСАНИЯ ПОЛЕТОВ

Как уже отмечалось, на практическую реализацию данного плана может повлиять множество факторов. Так, поломка и выход из строя хотя бы одного ВС из парка авиакомпании может существенно повлиять на выполнение расписания [7]. В этом случае требуется срочная работа по перераспределению авиационной техники. Как правило, такая задача решается оператором вручную и не всегда эффективно. Бывают случаи, когда на выручку авиакомпании приходит другая авиакомпания, имеющая свободные воздушные суда. Следующий важный фактор – это погода [8]. Задержки прибытия рейсов, отправка ВС на запасной аэродром также требуют срочной коррекции плана использования авиационной техники. Возникновение очереди на прибытие и вылет также является существенным фактором, влияющим на выполнение плана. Данные факторы можно отнести к организации воздушного движения. Необходимо отметить, что с учетом перечисленных факторов корректировать план приходится два раза: первый в момент «потери» фактора ($F–$), второй раз в момент его «восстановления» ($F+$). То же касается и ремонта мест стоянок. Отмена рейсов в связи с недостаточным спросом или их объединение, а также использование авиационной техники с меньшим или большим количеством посадочных мест требует однократной корректировки плана использования авиационной техники. В конечном итоге возникают две основные задачи:

1) создание эффективного расписания рейсов с учетом качества и количества самолетного парка по критериям оптимизации коэффициента использования авиационной техники и топливной эффективности;

2) корректировка плана использования авиационной техники или мест стоянок по множеству критериев во внештатных ситуациях.

Границы, рассматриваемые в обеих задачах, могут носить как глобальный, так и ситуационный характер. Как правило, первая задача применяется как для одного аэропорта, так и для нескольких, вторая касается конкретной нештатной ситуации, влияющей на работу одного или нескольких аэродромов, а также авиакомпаний.

Таким образом, в обеих задачах возникает необходимость координации действий авиакомпаний, аэропортов и службы управления движением с учетом противоречивости интересов:

- для авиакомпаний стоит задача поиска оптимального количества и качества самолетного парка и обеспечения топливной эффективности;
- для аэропортов важна задача обеспечения безопасного и эффективного использования летного поля и мест стоянок;
- для службы УВД обеспечение безопасности полетов и минимизация времени задержек ВС в воздухе и на земле.

Результатом решения является объективно обоснованное заключение, которое добровольно принимается за основу коллективного решения различных юридических лиц в рамках действующей нормативной базы.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА

Противоречивость интересов трех «заинтересованных участников» процесса особенно ярко возникает в случае влияния негативных факторов, таких как ухудшение метеоусловий, отказы техники, падение спроса пассажиров и т. д. Это объясняется тем, что сама задача оптимизации кодированных действий является многокритериальной, что и определяет применение с учетом этого генетического алгоритма (ГА) как наиболее успешного численного метода

расчетов малой трудоемкости по сравнению с другими алгоритмами перебора вариантов планирования.

Более конкретно предлагаемый состав используемого ГА состоит в следующем.

1. Для каждого аэропорта (i = 1, …, N) вначале определяется состав первоочередных рейсов на одном шаге планирования в течение короткого промежутка времени с помощью назначения динамических приоритетов $П_e$ каждого рейса в виде следующей мультипликативной формы:

$$П_e = \max\left[I_1^{(l)} + m_1 \right]\left[I_2^{(l)} + m_2 \right]\left[I_3^{(l)} + m_3 \right], \quad (2)$$

где $I^{(l,i,j)}$ – критерий эффективности выбранного рейса l в интересах аэропорта вылета i и аэропорта прилета j с учетом числа свободных и занятых мест на их летном поле;

$I^{(Z_e,l)}$ – критерий эффективности выбора в интересах авиакомпании с учетом зависящего от спроса числа пассажиров Z_e и затрат топлива и других штрафных функций в летную или нелетную погоду;

$I(l, \Delta t_e)$ – критерий эффективности в интересах организации воздушного движения с учетом уже существующей временной задержки Δt выполнения рейса;

m_1, m_2, m_3 – масштабные коэффициенты, различные по величине при неодинаковой значимости сомножителей в приоритете $П_e$ и назначаемые экспертами до начала планирования.

Для описания ГА применяется общепринятая форма, включающая формирование множества планов использования самолетного парка в качестве «предков», которые подвергаются «скрещиванию» и «мутации». Поиск «элиты» производится при помощи мультипликативной формы (2).

Нужно подчеркнуть, что мультипликативная форма (2) уже подтвердила свое преимущество по сравнению с адаптивной [6], поскольку неучет хотя бы одного из интересов «заинтересованных сторон» соответствует малому значению одного из сомножителей и, как следствие, – низкому общему приоритету $П_e$.

При таком способе в списках первоочередных рейсов отсутствуют представители с неудачными показателями эффективности хотя бы по одному из критериев.

2. Общий формируемый план прилета-вылета аэропорта с учетом использования самолетного парка авиакомпаний состоит из нескольких шагов по времени Δt суток, внутри которого планируется ограниченное число рейсов или вылетов.

3. На каждом шаге состав планируемых рейсов выбирается несколько раз по нескольким двухпараметрическим критериям в угоду двух из трех заинтересованных сторон (всего три варианта выбора, определяющих «элиту»).

4. Полученное множество вариантов использования самолетного парка для трех случаев планирования подвергается операциям скрещивания и мутации, чтобы потом совершить отбор новой «элиты» вариантов, повторяя этот процесс за нужное число попыток.

5. Указанные действия повторяются для всех аэропортов, участвующих в расчетах на одном шаге.

6. Полученный результат планирования используется для уточнения нового состояния аэропортов при ожидаемом выполнении выбранных рейсов. Это состояние требуется для планирования на новом шаге.

7. По завершении перечисленных действий на новом шаге они повторяются вплоть до конца суток.

Главное потенциальное преимущество генетического алгоритма состоит в том, что внутри каждого шага субоптимального выбора состава первоочередных рейсов в каждом аэропорту вместо полного перебора вариантов осуществляется ограниченный, но эффективный «направ-

ленный» перебор из сокращенного числа тех вариантов, которые были выбраны в качестве «элиты» с помощью мультипликативной формы (2).

Количественные оценки I_1, I_2, I_3 каждого из сомножителей мультипликативной формы (1) требуют дополнительного рассмотрения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования позволяют сделать следующие выводы.

1. Установлена противоречивость интересов авиакомпаний и аэропортов при координации воздушного движения и производственной деятельности на земле, что позволило отнести процесс планирования к числу многокритериальных задач оптимизации.

2. При выборе первоначального состава выполняемых рейсов в каждом аэропорту предложена высокоэффективная мультипликативная форма назначения динамических приоритетов, состоящая их трех сомножителей, учитывающих важность каждого рейса для трех заинтересованных лиц – авиакомпаний, аэропортов и пассажиров.

Предложен генетический алгоритм численного перебора вариантов состава рейсов для каждого аэропорта на одном шаге планирования, обладающий малой трудоемкостью и принципиальной возможностью достижения глобального максимума эффективности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Борсоев В.А. Принятие решения в задачах управления воздушным движением. Методы и алгоритмы / В.А. Барсоев, Г.Н. Лебедев, В.Б. Малыгин, Е.Е. Нечаев, под ред. Е.Е. Нечаева. М.: Радиотехника, 2018. 432 с.

2. Никулин А.О. Система совместного принятия решений как эффективный инструмент организации работы аэропорта в условиях пиковых нагрузок // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 5. С. 43–55.

3. Никулин А.О., Попов А.А. Внедрение процедур A-CDM в аэропорту Шереметьево // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 221. С. 68–80.

4. Нечаев Е.Е., Никулин А.О. Анализ работы системы «СИНХРОН» аэропорта Шереметьево в сложных метеорологических условиях // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 6. С. 31–42.

5. Зайцев А.В., Талиманчук Л.Л. Интеллектуальная система принятия решений для оценки научной деятельности на основе многоагентной системы // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. 2008. № 7. С. 85–88.

6. Соболь Е.М., Статников Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 110 с.

7. Луговая А.В., Коновалов А.Е. Совместное принятие решения о потоках прилета и вылета ВС при организации воздушного движения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 4. С. 78–87.

8. Габейдулин Р.Х. Задача динамического регулирования потоков воздушного движения задержками вылетов воздушных судов // Труды ГосНИИ АС. Сер. Вопросы авионики. 2018. № 2. С. 39–53.

9. Жильцов И.Е., Митрофанов А.К., Рудельсон Л.Е. Оценка пропускной способности в задаче совместного планирования потоков воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 2. С. 83–95.

10. Рудельсон Л.Е. Программное обеспечение автоматизированных систем управления воздушным движением. Ч. I. Системное программное обеспечение. Кн. 2. Операционные системы реального времени. Математические модели: учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 2008. 96 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Лебедев Георгий Николаевич, доктор технических наук, профессор кафедры систем автоматического и интеллектуального управления Московского авиационного института (национального исследовательского университета), kaf301@mail.ru.

Малыгин Вячеслав Борисович, начальник тренажерного центра кафедры управления воздушным движением МГТУ ГА, mbv898@ya.ru.

ASSESSMENT OF THE APPLICATION FEASIBILITY OF THE GENETIC ALGORITHM FOR AIRPORTS OPERATIONS OPTIMIZATION BASED ON THE COLLABORATIVE DECISION-MAKING PRINCIPLES

Georgiy N. Lebedev[1], Vyacheslav B. Malygin[2]
[1]Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia
[2]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The study was conducted with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research, Grant № 19-08-00010

ABSTRACT

The article proposes a formalization methodology of the basic characteristics of the production processes of the aviation industry major components, such as airlines, airports and air traffic control authorities. This technique is not exhaustive, but it is quite suitable as the basis for the formation of the initial data for decision-making optimization under the conditions of airport operations performance and air traffic management, based on the principles of work coordination of the airports operational units. It is proposed to use a genetic algorithm as a tool for optimizing collaborative decision-making, which allows for a smaller number of iterations in real time to obtain a suboptimal solution that meets the requirements of the process participants. The mathematical model in multiplicative form is presented in making an assessment of the application feasibility of the genetic algorithm, taking into account the interests of three stakeholders. Planning the use of aircraft for the airport flight schedule based on the formalized data of the airline fleet, the capabilities of the base airport apron, as well as the restrictions of permanent and temporary nature is accepted as the original product. The article demonstrates the potential advantage of the genetic algorithm, the point of which is that within each step of a suboptimal choice of priorities instead of brute-force options limited but effective direct search of a reduced number of those options that have been chosen as the "elite" by using multiplicative form is carried out.

Key words: collaborative decision making (CDM), flight safety, genetic algorithm (GA).

REFERENCES

1. Borsoyev, V.A., Lebedev, G.N., Malygin, V.B. and Nechayev, E.E. (2018). *Prinyatie resheniya v zadachakh upravleniya vozdushnym dvizheniem. Metody i algoritmy* [Decision Making in Air Traffic Management Tasks. Methods and Algorithms], in Nechaev E.E. (Ed.) Moscow: Radio Engineering, 432 p. (in Russian)

2. Nikulin, A.O. (2018). *The system of collaborative decision making as an effective tool for the organization of the airport operation in peak loads*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 5, pp. 43–55. (in Russian)

3. Nikulin, A.O. and Popov, A.A. (2015). *Implementation procedures A-CDM at the airport Sheremetyevo.* The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 221, pp. 68–80. (in Russian)

4. Nechaev, E.E. and Nikulin, A.O. (2018). *The Analytical treatment of the system "SYNCHRON" at Sheremetyevo airport in adverse weather conditions.* Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 6, pp. 31–42. (in Russian)

5. Zaitsev, A.V. and Talimanchuk, L.L. (2008). *Intellektualnaya sistema prinyatiya resheniy dlya otsenki nauchnoy deyatelnosti na osnove mnogoagentnoy sistemy* [Intellectual decision-making system for assessing scientific activity based on a multi-agent system]. Computers: development, application, no 7. pp. 85–88. (in Russian)

6. Sobol, E.M. and Statnikov, R.B. (1981). *Vybor optimalnykh parametrov v zadachakh so mnogimi kriteriyami* [Selection of optimal parameters in tasks with many criteria]. Moscow: Nauka, 110 p. (in Russian)

7. Lugovaya, A.V. and Konovalov, A.Ye. (2017). *Collaborative decision-making on the inbound and outbound air traffic flow in air traffic management*. Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 4, pp. 78–87. (in Russian)

8. Gabeydulin, R.Kh. (2018). *The dynamic air traffic flow management by assigning ground flight delays*. *Trudy GosNII AS. Ser. Voprosy avioniki* [Proc. of National Research Institute. Ser. Questions of avionics], no. 2, pp. 39–53. (in Russian)

9. Zhiltsov, I.Ye., Mitrofanov, A.K. and Rudelson, L.Ye. (2018). *Air space capacity assessment regarding the problem of the collaborative management of air traffic flows*. Civil Aviation High Technologies, vol. 21, no. 2, pp. 83–95. (in Russian)

10. Rudelson, L.Ye. (2008). Programmnoe obespechenie avtomatizirovannykh system upravleniya vozdushnym dvizheniem. Chast I. Sistemnoe programmnoe obespechenie. Kniga 2, Operatsyonnye sistemy realnogo vremeni. Matematicheskie modeli: Uchebnoe posobie [Software for automated air traffic control systems. Part I. System software. B2. Real-time operating systems. Mathematical models: Training manual]. Uchebnoe posobie [Training manual]. Moscow: MGTU GA, 96 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Georgiy N. Lebedev, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Chair of the Automatic and Intellectual Management Systems, Moscow Aviation Institute (National Research University), kaf301@mail.ru.

Vyacheslav B. Malygin, Head of the Training Center of the Air Traffic Management Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, mbv898@ya.ru.

Поступила в редакцию	05.06.2019	Received	05.06.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

УДК 629. 73. 018. 7
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-94-106

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ВЕРОЯТНОСТИ СВОЕВРЕМЕННОГО ВЫЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.В. НИКОЛАЕВ[1]
[1]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), филиал «Взлет», г. Ахтубинск, Россия

В статье предложена методика определения вероятности своевременного вылета летательного аппарата, в основе которой лежит метод математического моделирования. В качестве показателя предлагается использовать вероятность своевременного вылета, расчет которого отличается от известных методик учетом функционирования системы технической эксплуатации и ремонта летательного аппарата. Методика использует современные информационные технологии, принятый подход дополняет программная реализация математической модели. Методика расчета вероятности своевременного вылета летательного аппарата основана на модели функционирования системы технической эксплуатации и ремонта с использованием математического аппарата теории массового обслуживания. Методика позволяет достигать практических целей летных испытаний при выполнении оценки эксплуатационной технологичности летательных аппаратов и дополняет существующее методическое обеспечение испытаний. За счет разработанной программы для ЭВМ обеспечивается расчет искомых показателей для различных значений и сочетаний, влияющих на результат факторов. Выполнено моделирование и представлены результаты исследований влияния на вероятность своевременного вылета основных факторов. В результате работы установлены основные закономерности при решении задачи своевременного вылета летательного аппарата, в том числе на перехват воздушного объекта.

Ключевые слова: летные испытания, вероятность вылета, своевременный вылет, летательные аппараты.

ВВЕДЕНИЕ

Для оценки возможности выполнения летательным аппаратом (ЛА) широкого спектра целевых задач используется такой показатель, как вероятность своевременного вылета для решения целевой задачи [1]. При определении данного показателя в [1] сделан ряд некоторых допущений, в частности не учитывается функционирование системы технического ремонта и эксплуатации.

В то же время для полной оценки качеств ЛА в летных испытаниях необходимо получить показатель готовности ЛА к применению и решению задач по своему назначению. Для решения этой задачи требуется учитывать возможности, заложенные в конструкцию ЛА и обеспечиваемые системой технической эксплуатации и ремонта, оцениваемые по приспособленности к быстрому приведению в полную готовность и к непродолжительному и нетрудоемкому поддержанию исправного состояния ЛА, а в случае нарушения этого состояния – к быстрому его восстановлению.

В качестве показателя при этом целесообразно использовать вероятность своевременного вылета $P_{св}$. Для получения указанного показателя наиболее рационально применять метод математического моделирования, который хорошо показал себя в практике летных испытаний при оценке эффективностных показателей функционирования ЛА [2].

В работе для определения вероятности своевременного вылета предлагается принять модель, которая основана на модели функционирования системы технической эксплуатации и ремонта ЛА с использованием математического аппарата теории массового обслуживания [3–8]. На языке программирования C# [9–10] реализована программа для ЭВМ, выполняющая расчет искомого показателя по заданным исходным данным, полученным при эксплуатации, ремонте и испытании ЛА. Наличие такой программы позволяет не только выполнять расчет показателя

$P_{св}$, но и проводить исследования влияния на искомый показатель различных факторов, в том числе при их сочетании.

Предложенная методика и модель расчета нового показателя является актуальной задачей в практике летных испытаний ЛА, направленной на разработку нового, современного алгоритмического, программного и методического обеспечения процесса испытаний.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Чтобы решить поставленную задачу по моделированию вероятности своевременного вылета ЛА, потребовалась разработка новой методики, включающей математическую модель расчета искомого показателя и программу для ЭВМ, обладающую современным графическим интерфейсом.

Разработанная математическая модель имеет следующие особенности:

– ориентирована на единичный ЛА, функционирующий в составе самостоятельной типовой организационной единицы;

– отражает основные эксплуатационно-технические свойства ЛА, т. е. все внутренние и особенно внешние факторы, носящие изначально неопределенный характер (в первую очередь организационного и управленческого характера), позволяя сохранить адекватность.

Под вероятностью своевременного вылета будем понимать вероятность того, что продолжительность перехода ЛА из состояния «Применение» в состояние «Ожидание применения» не превысит некоторую величину, определяемую из допущений:

– каждые сутки применение ЛА происходит в границах временного интервала, так называемого «летного дня», ограниченного стартовым временем летного экипажа при проведении полетов в одну смену;

– каждые сутки работы по технической эксплуатации (ТЭ) и ремонту ЛА проводятся в границах временного интервала, называемого «рабочим днем», ограниченного временем, необходимым на отдых персонала при проведении работ в одну смену;

– в течение рабочего дня на ЛА выполняются только подготовки к повторному полету и работы по восстановлению исправного состояния (ремонт) в случае получения повреждений.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ИСПОЛЬЗУЕМОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМ РАСЧЕТА

Математическая модель, используемая в данной методике, базируется на известных подходах к моделированию вероятностных характеристик ЛА [1, 5, 11–12] и имеет следующие основные допущения.

Применительно к первому вылету полагается, что подготовка прошла накануне. Если в результате применения ЛА отошел в потери (т. е. в капитальный, средний ремонт и в безвозвратные потери), то в дальнейших полетах он не участвует. Если ЛА не отошел в потери, то после полета он приводится в готовое к применению состояние. То есть если ЛА не получил повреждений, то на нем силами расчета выполняется подготовка к повторному вылету, если оказался поврежденным, то силами ремонтного расчета на ЛА выполняются работы по восстановлению исправного состояния. После окончания ремонтных работ ЛА направляется на выполнение подготовки к повторному вылету. Продолжительность выполнения этих работ является случайной величиной и ограничена продолжительностью рабочего дня. Если к моменту окончания рабочего дня работы по приведению ЛА в готовое состояние не завершены, то они продолжаются на следующие сутки. Продолжительность выполнения полетов ограничена продолжительностью летного дня. Если ЛА приведен в готовое к применению состояние и располагаемое время до окончания летного дня позволяет выполнить полет, тогда ЛА вновь

применяется по назначению. Если требуемое летное напряжение, определяемое заданным количеством вылетов одного ЛА в летную смену, выдержано, то ЛА в течение летного дня больше не применяется.

Данная схема, как процесс функционирования ЛА, в целях упрощения представляется непрерывной последовательной установившейся во времени сменой состояний: применения, работ по ТЭ и ремонту в объеме подготовки к повторному полету и работ по восстановлению исправности – при наличии внешнего источника, компенсирующего отход ЛА в безвозвратные потери.

При расчете вероятностных показателей необходимо учитывать, что в произвольный момент времени могут требовать проведения работ как одиночный ЛА, так и группа, размеры которой могут превысить количество расчетов штатной системы ТЭ и ремонта. Кроме того, после обеспечения первого вылета система ТЭ и ремонта вынуждена перераспределить силы и средства для одновременного выполнения подготовки к применению и восстановления исправности ЛА, и тогда ЛА будут некоторое время простаивать в ожидании выполнения работ. В этих условиях для решения задачи применяется математический аппарат теории массового обслуживания.

Формализация процесса выполнения работ по ТЭ и ремонту ЛА представляется в виде одновременного функционирования двух взаимосвязанных систем массового обслуживания (СМО): системы подготовки к полетам и системы восстановления исправности. Основные формулы используемой математической модели:

$$T_{вос} = \frac{(1 - e^{-\frac{T_{пол}}{T_{оп}}})T_{вэп} + K_{тек}T_{тр}}{1 - e^{-\frac{T_{пол}}{T_{оп}}} + K_{тек}},$$

$$\mu_2 = \frac{1}{T_{вос}},$$

$$\lambda_2 = (1 - e^{-\frac{T_{пол}}{\mathbf{T}_{оп}}} + K_{тек})\frac{\mathbf{n}_{зад}}{T_{раб}},$$

$$\alpha_2 = \frac{\lambda_2}{\mu_2},$$

$$\delta = \frac{n \cdot \mu_{\Sigma}}{\nu},$$

$$P_0 = \frac{1}{\sum_{k=0}^{n} \frac{(\alpha)^k}{k!} + \frac{(\alpha)^n}{n!}\sum_{r=1}^{m} \frac{\gamma^r}{\prod_{i=1}^{r}(\delta + i)}},$$

$$P_{k_2} = \frac{n_{шт}!}{k_2! \cdot (n_{шт} - k_2)!} \cdot \alpha_2{}^{k_2} \cdot P_0,$$

$$\lambda = \frac{P_{и}}{T_{доп}},$$

$$\alpha = \frac{\lambda}{\mu_{\Sigma}},$$

$$\mu = \frac{1}{T_{\text{ппп}}},$$

$$\eta = \frac{1}{T_{\text{доп}}},$$

$$m = n_{\text{шт}} - n;\ \mu_{\Sigma} = \mu + \eta,$$

$$\gamma = \frac{\mu}{\nu},$$

$$P_{n_2+r_2} = \frac{n_{\text{шт}}!}{n_2{}^{r_2} \cdot n_2! \cdot (n_{\text{шт}} - n_2 - r_2)!} \cdot \alpha_2{}^{n_2+r_2} \cdot P_0,$$

$$N_{в} = \sum_{k_2=0}^{n_2} \mathrm{k}_2 \mathrm{P}_k + n_2 \sum_{r_2=1}^{n_{\text{шт}}-n_2} \mathrm{P}_{n_2+r_2},$$

$$\mathrm{N}_o = \sum_{r_2=1}^{n_{\text{шт}}-n_2} \mathrm{r}_2 \cdot \mathrm{P}_{n_2+r_2},$$

$$N_{н} = N_{в} + N_{o};\ \ N_{и} = 1 - N_{н},$$

$$\mathrm{P}_{\text{и}} = \frac{N_{и}}{n_{\text{шт}}},$$

$$T_{доп} = \begin{cases} T_{\text{раб}} - T_{\text{лд}}, & s = 1 \\ \dfrac{T_{лд} - n_{зад} T_{пол}}{n_{зад} - 1}, & s > 1 \end{cases};\ \ n_{зад} \in \left(2;\ \ \frac{T_{\text{лд}}}{T_{\text{пол}}} \right),$$

$$\nu = \frac{1}{T_{\text{доп}} - T_{\text{ппп}}},\ \ T_{\text{доп}} - T_{\text{ппп}} > 0,$$

$$P_{n+r} = \frac{(\alpha)^n}{n!} \frac{\gamma^r}{\prod_{i=1}^{r} (\delta + i)} P_0,$$

$$n_{\text{ср}} = \sum_{k=0}^{n} k P_k + \sum_{r=1}^{m} n \cdot P_{n+r},$$

$$P_{\text{сп1}} = \frac{\mu \cdot n_{\text{ср}}}{\lambda},\ \ P_{sp\,s} = \frac{\mu \cdot n_{\text{ср}}}{\lambda},$$

$$P_{сп} = \frac{P_{\text{сп1}} + P_{cns}(n_{\text{зад}} - 1)}{n_{\text{зад}}},$$

$$P_{св} = P_{и} P_{сп},$$

где $P_{\text{и}}$ – вероятность того, что ЛА будет исправен; $P_{\text{сп}}$ – условная вероятность своевременной подготовки исправного ЛА; $N_{\text{о}}$ – среднее число ЛА, ожидающих в очереди на восстановление; $N_{\text{в}}$ – среднее число восстанавливаемых ЛА (занятых каналов системы); $N_{\text{и}}$ – среднее число исправных ЛА; $N_{\text{н}}$ – среднее число неисправных ЛА; $T_{\text{вэп}}$ – среднее время восстановления; $K_{\text{тек}}$ – коэффициент отхода ЛА в текущий ремонт; $T_{\text{тр}}$ – средняя продолжительность текущего ремонта; $T_{\text{оп}}$ – средний налет ЛА на отказ в полете; $T_{\text{пол}}$ – время полета; $T_{\text{вос}}$ – среднее время восстановления исправности ЛА (устранения повреждений); $T_{\text{раб}}$ – продолжительность рабочего дня; $T_{\text{повр}}$ – среднее время восстановления повреждений ЛА от внешних факторов; $T_{\text{вэп}}$ – время восстановления эксплуатационных повреждений; P_{k_2} – вероятность нахождения k_2 ЛА в системе; $k_2 = \overline{0, n_2}$ – число ЛА находящихся в системе на восстановлении; $P_{n_2+r_2}$ – вероятность нахождения $(n_2 + r_2)$ ЛА в системе; $r_2 = \overline{1, n_{\text{шт}} - n_2}$ – число ЛА, ожидающих восстановления; $N_{\text{о}}(t)$, $N_{\text{в}}(t)$ и $N_{\text{и}}(t)$ – математические ожидания числа ЛА, находящихся в состояниях «ожидание восстановления», «восстановление» и «исправен» соответственно; P_{n+r} – вероятность нахождения $(n + r)$ ЛА в системе; r – число ЛА ожидающих обслуживания $(r = \overline{1, m})$. P_k – вероятность нахождения k ЛА в системе; k – число ЛА, находящихся в системе на обслуживании $(k = \overline{0, n})$; $T_{\text{ппп}}$ – среднее время выполнения на ЛА предполетной подготовки или среднее время обслуживания заявки каналом СМО; $n_{\text{шт}}$ – общее количество ЛА; $n_{\text{зад}}$ – заданная напряженность вылетов; n2 – количество каналов ремонта; μ – интенсивность потока обслуживания; μ2 – интенсивность потока освобождения одного канала восстановления ЛА; λ2 – интенсивность потока ЛА, требующих восстановления; $P_{\text{св}}$ – вероятность своевременного вылета ЛА; $T_{\text{лд}}$ – продолжительность летного дня; m – длина очереди; $T_{\text{доп}}$ – общее время пребывания заявки в системе; η – интенсивность ухода из под обслуживания; $n_{\text{ср}}$ – среднее число занятых каналов.

Кроме того, реализована модель, позволяющая получить значение вероятности своевременного вылета на перехват воздушного объекта, подробно описанная в [1]:

$$P_0 = 1 - e^{-\frac{R_{обн} - R_П - V_ц t_{вых} - V_ц t_{з\,min}}{V_ц T_з}},$$

где $R_п$ – удаление заданного рубежа перехвата от аэродрома базирования ЛА;

$R_{обн}$ – максимально возможное удаление воздушного объекта от аэродрома базирования в момент ее обнаружения РЛС;

$V_ц$ – скорость воздушного объекта;

$t_{вых}$ – время выхода ЛА на рубеж перехвата после взлета;

$t_{з\,min}$ – равняется минимальному времени, которое обязательно затрачивается на принятие решения и на подготовку ЛА к взлету;

$T_з$ – среднее время задержки вылета.

Влияние различных факторов на значение искомой вероятности показано на рис. 7–9.

ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

В рамках предлагаемой методики модель расчета показателя эффективности своевременного вылета ЛА реализована в программе для ЭВМ, позволяющей выполнять расчеты и представлять их в удобном для исследователя виде.

Программа обладает современным интерфейсом (рис. 1), удобным для исследователя, и позволяет выполнять оперативный расчет следующих показателей:

– вероятность исправности ЛА;
– вероятность своевременной подготовки ЛА к вылету;
– вероятность своевременного вылета ЛА;
– вероятность своевременного вылета на перехват воздушного объекта.

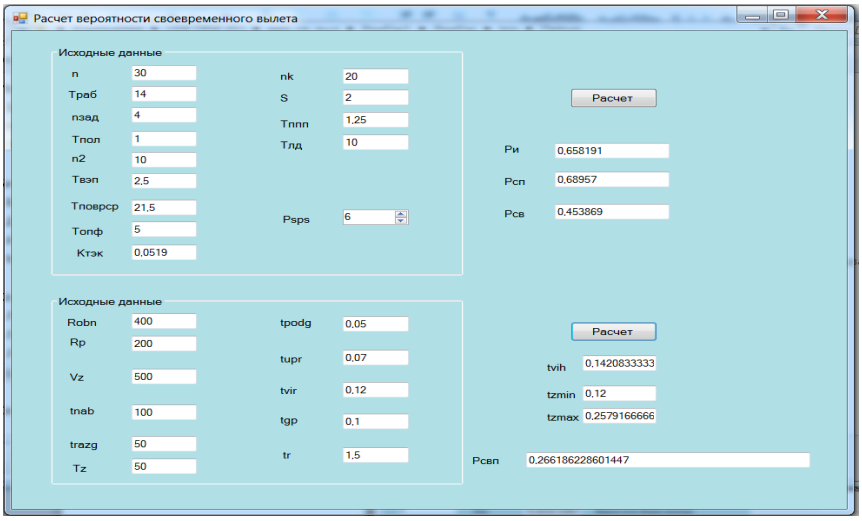


Рис. 1. Интерфейс разработанной программы
Fig. 1. The program's interface

Программа реализована на языке программирования C#, на ее главном окне присутствуют два контейнера исходных данных GroupBox, в которых размещены поля для ввода значений исходных данных. Кнопками «Расчет» запускается выполнение двух задач: расчет своевременного вылета ЛА и расчет своевременного вылета ЛА на перехват по модели [1]. Кроме основных искомых вероятностей выполняется расчет дополнительных показателей. При наведении курсора мыши на любое обозначение параметра на главной форме, рядом с ним всплывает подсказка (рис. 2).

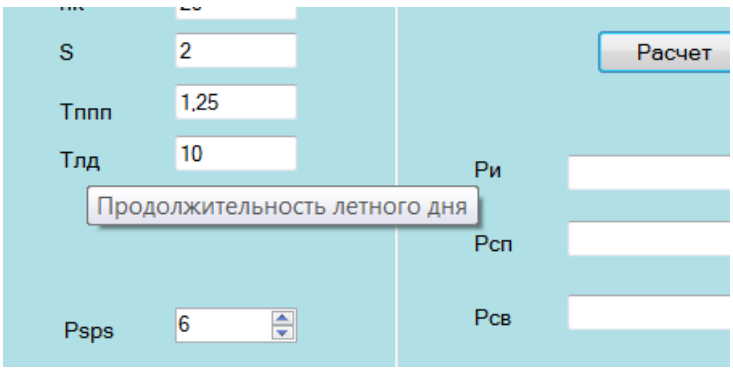


Рис. 2. Демонстрация всплывающей подсказки
Fig. 2. The tool tip demonstration

Программа для ЭВМ, разработанная по вышеуказанной модели, используется в программно-аппаратном комплексе для исследований и оценивания в испытаниях характеристик авиационных комплексов.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Результаты исследований влияния на вероятность своевременного вылета различных факторов и их сочетаний представлены на рис. 3–6. Эти рисунки показывают зависимость искомой вероятности от наиболее важных параметров, характеризующих условия решения задачи: заданная напряженность вылетов, число каналов обслуживания, продолжительность летного и рабочего дней, времени подготовки к повторному вылету и т. д.

На рис. 7–9 показаны результаты моделирования вероятности своевременного вылета на перехват воздушного объекта.

При моделировании использованы следующие исходные данные:
общее количество летательных аппаратов – 30 штук;
продолжительность рабочего дня – 14 часов;
заданное напряжение вылетов – 4;
время полета – 1 час;
количество каналов ремонта – 10;
среднее время восстановления эксплуатационных повреждений ЛА – 2,5 часа;
среднее время восстановления повреждений ЛА от внешних факторов – 21,5 часа;
средний налет на отказ в полете – 5 часов;
продолжительность подготовки к повторному вылету – 1,25 часа;
продолжительность летного дня – 10 часов;
количество каналов обслуживания – 20;
коэффициент отхода ЛА в текущий ремонт – 0,05.

Исходные данные при моделировании задачи перехвата: $R_п$ – 200 км; $R_{обн}$ – 400 км; Vц – 500 км/ч; $T_з'$– 50 мин.

Все используемые исходные данные носят гипотетический характер, однако они вполне реальны с точки зрения технического существования.

Рис. 3. Зависимость вероятности своевременного вылета ЛА от заданной напряженности
Fig. 3. A/C timely departure probability dependence on the given intensity

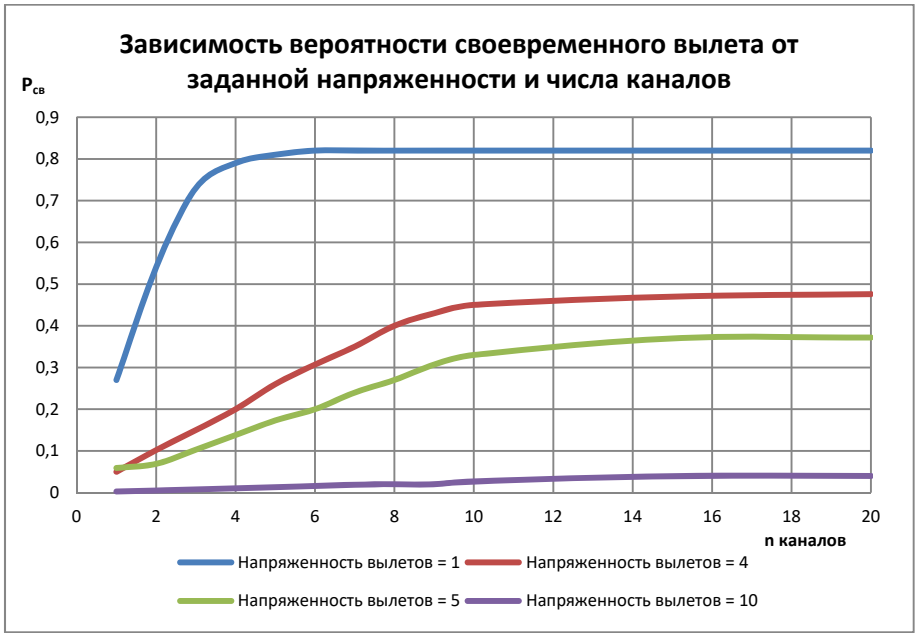


Рис. 4. Зависимость вероятности своевременного вылета ЛА от заданной напряженности и числа каналов
Fig. 4. A/C timely departure probability dependence on the given intensity and number of channels

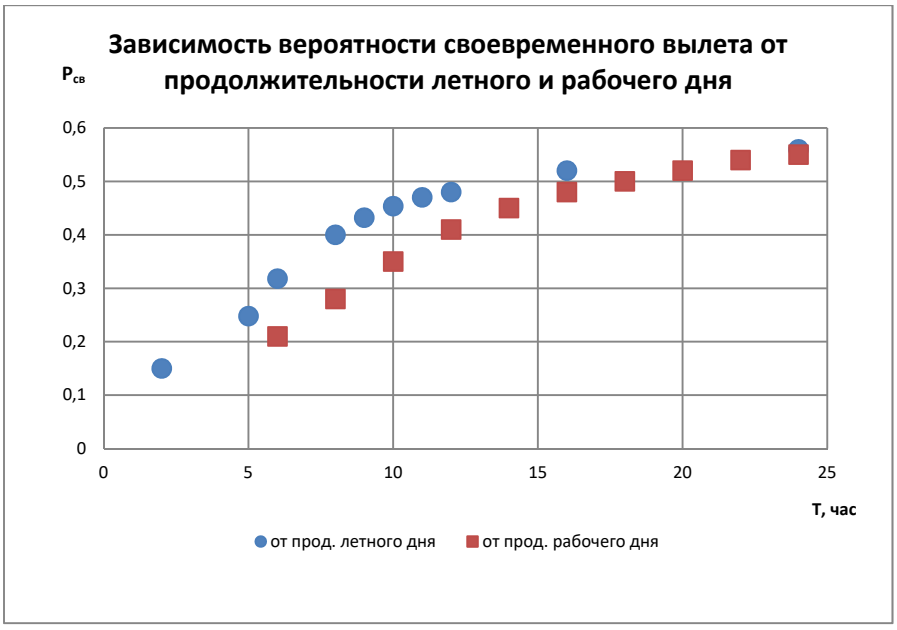


Рис. 5. Зависимость вероятности своевременного вылета ЛА от продолжительности летного и рабочего дня
Fig. 5. A/C timely departure probability dependence on the duration of the flight and working day

Рис. 6. Зависимость вероятности своевременного вылета ЛА от времени подготовки к повторному вылету
Fig. 6. A/C timely departure probability dependence on the time of preparation for re-departure

Рис. 7. Зависимость вероятности своевременного вылета ЛА на перехват от скорости цели
Fig. 7. A/C timely departure probability dependence on the interception of the target speed

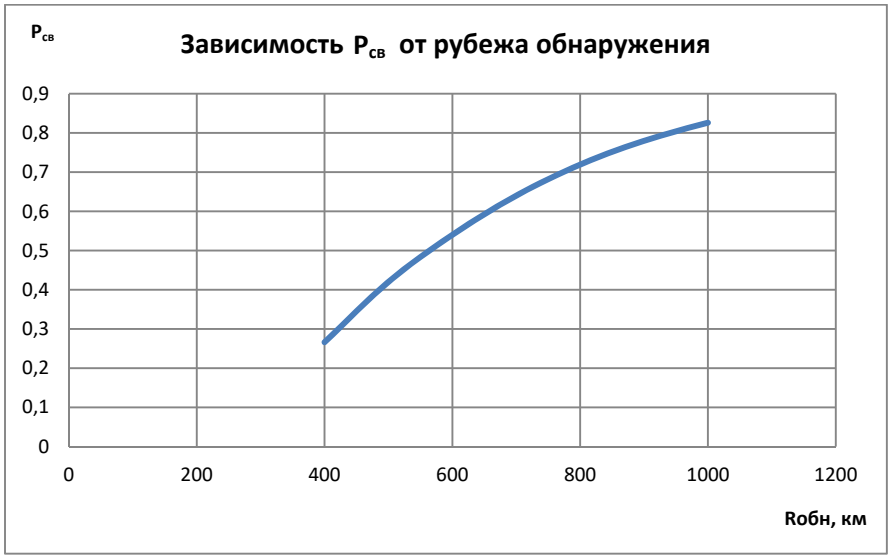


Рис. 8. Зависимость вероятности своевременного вылета ЛА на перехват от рубежа обнаружения
Fig. 8. A/C timely departure probability dependence on the interception of detection line

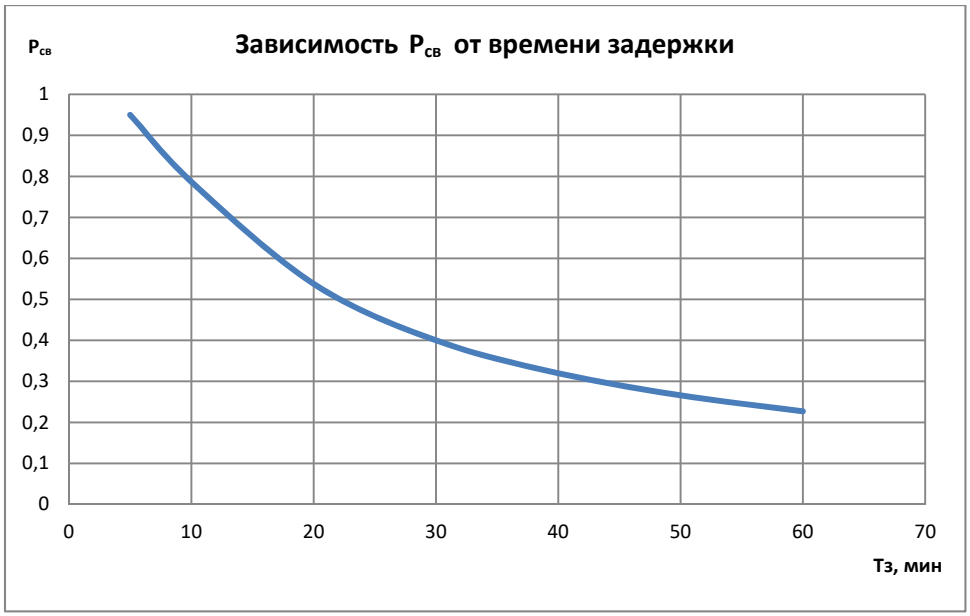


Рис. 9. Зависимость вероятности своевременного вылета ЛА на перехват от времени задержки
Fig. 9. A/C timely departure probability dependence on the interception of delay time

В результате исследований установлены следующие основные закономерности при решении задачи своевременного вылета.

Заданная напряженность существенно влияет на вероятность своевременного вылета, снижая ее с увеличением числа необходимых вылетов. Модель позволила получить зависимость $P_{св}$ от заданной напряженности, величина которой составила до 10 вылетов. Однако при необходимости этот параметр легко варьируется в любом необходимом диапазоне. Из рис. 2 видно, что при принятых начальных условиях моделирования искомая вероятность достигает недопустимо малого уровня (менее 0,1).

Рис. 3 демонстрирует зависимость искомой вероятности одновременно от заданной напряженности и числа каналов обслуживания. Существенное влияние на вероятность своевре-

менного вылета оказывает продолжительность летного и рабочего дня (рис. 4). На рис. 5 представлена зависимость $P_{св}$ от времени подготовки ЛА к повторному вылету. Четко видно, что при создании ЛА конструкторы должны обеспечивать приемлемую эксплуатационную технологичность, так как время подготовки более 2,5 часов снижает искомую вероятность до значений менее 0,3, что делает эксплуатацию таких ЛА нецелесообразной.

Результаты моделирования вероятности своевременного вылета ЛА на перехват показывают, что при принятых исходных данных на вероятность $P_{св}$ существенное влияние оказывает скорость перехватываемого воздушного объекта (рис. 6): при увеличении скорости приближающегося воздушного объекта вероятность своевременного вылета, обеспечивающего перехват, уменьшается. В то же время увеличение рубежа обнаружения воздушного объекта приводит к повышению вероятности своевременного вылета (рис. 7).

Очевидно (рис. 8), что время задержки вылета необходимо сокращать, для того чтобы росло значение вероятности своевременного вылета ЛА на перехват воздушного объекта.

Моделируя искомые вероятности, можно выполнять сравнительную оценку ЛА на основе методов многокритериального выбора и упорядочивания объектов, как это сделано в [13].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагаемая методика, модель и программная реализация расчета вероятности своевременного вылета ЛА позволяет выполнять исследования вероятностных характеристик ЛА и оценивать влияние на них различных факторов, может быть использована в летных испытаниях, в том числе для получения новых данных об объекте испытаний и исследований за счет применения моделирования.

Представлены результаты исследований по определению зависимости вероятности своевременного вылета летательного аппарата от наиболее важных параметров, характеризующих условия решения этой задачи.

Методика оценки $P_{св}$ может быть использована на этапе государственных летных испытаний в интересах оценки возможностей ЛА, а программная реализация при моделировании различных ситуаций по своевременному вылету ЛА в широком диапазоне изменения внешних условий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Макаренко В.Н.** Боевые авиационные комплексы и их эффективность / В.Н. Макаренко, В.К. Харченко, А.Д. Кузнецов, С.В. Николаев. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 297 с.
2. **Николаев С.В.** Определение в испытаниях вероятности обнаружения наземных объектов с борта летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 5. С. 131–144. DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-131-144
3. **Singh M.** Traffic Management Models for Wireless Communication Network. M.: LAP Lambert Academic Publishing, 2015. 232 c.
4. **Parthasarathy P.R., Sudhesh R.** Time-dependent analysis of state-dependent queues. M.: LAP Lambert Academic Publishing, 2012. 204 c.
5. **Вентцель Е.С.** Теория вероятностей: учебник для вузов. 8-е изд. стер. М.: Высшая школа, 2007. 575 с.
6. **Ивченко Г.И., Каштанов В.А., Коваленко И.Н.** Теория массового обслуживания. 2-е изд., испр. и доп, 2012. 304 с.
7. **Уолрэнд Дж.** Введение в теорию сетей массового обслуживания. М.: Мир, 1993. 336 с.
8. **Shortle J.** Fundamentals of Queueing Theory. 5th Edition. Wiley, 2018. 556 p.

9. Шилдт Г. C# 4.0: полное руководство: пер. с англ. М.: ООО «И.Д. Вильямс», 2011. 1056 с.

10. Уотсон К. Visual C# 2010: полный курс: пер. с англ./ Карли Уотсон, Кристиан Нейгел, Якоб Хаммер Педерсен, Джон Д. Рид, Морган Скиннер. М.: Диалектика, 2010. 960 с.

11. Вентцель Е.С. Исследование операций: задачи, принципы, методология. М.: КНОРУС, 2010. 192 с.

12. Мильграмм Ю.Г. Таблицы и графики для вероятностных расчетов. Часть 1. М.: ВВИА, 1974. 381 с.

13. Терентьев В.Б. Упорядочивание объектов на основе многокритериального анализа // Автоматизация. Современные технологии. 2017. Том 71, № 9. С. 410–412.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Николаев Сергей Владимирович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры испытаний летательных аппаратов МАИ (НИУ), филиал «Взлет», заместитель начальника научно-испытательного отдела 929 Государственного летно-испытательного центра МО РФ, nikozavr1978@yandex.ru.

AIRCRAFT TIMELY DEPARTURE PROBABILITY TECHNIQUE CALCULATION

Sergey V. Nikolaev[1]
[1]*Moscow Aviation Institute (National Research University) "Vzlet" Branch, Akhtubinsk, Russia*

ABSTRACT

The article proposes the probability determination technique of timely aircraft departure, which is based on mathematical modeling method. It is proposed to use the indicator of timely departure probability, a calculation method of which is different from the known methods by taking into account the aircraft maintenance and repair system. This technique applies modern information technologies and the adopted approach is also supplemented with the mathematical model software implementation. The method of aircraft timely departure probability calculation is based on the model of the aircraft maintenance and repair system, utilizing the theory of mass service mathematical apparatus. The technique allows us to achieve the practical objectives of flight tests implementing aircraft maintainability evaluation and also complements the existing methodological support of the tests. The developed computer program provides the calculation of the required indicators for various values and combinations of factors which influence the result. Modeling was performed, and the study results of the main factors of probability effect, influencing timely departure are presented. Eventually the basic laws in solving the problem of aircraft timely departure, including interception of flying object are established.

Key words: flight tests, departure probability, timely departure, aircraft.

REFERENCES

1. Makarenko, V.N., Kharchenko, V.K., Kuznecov, A.D. and Nikolaev, S.V. *(2018). Boyevyye aviatsionnyye kompleksy i ikh effektivnost* [Combat aviation systems and their effectiveness]. Voronezh: VUNC VVS "VVA", 297 p. (in Russian)

2. Nikolaev, S.V. (2017). *Test determination of probability of airborne detection of ground surface objects.* Civil Aviation High Technologies, vol. 20, no. 5, pp. 131–144. DOI:10.26467/2079-0619-2017-20-5-131-144. (in Russian)

3. Singh M. (2015). Traffic Management Models for Wireless Communication Network. M.: LAP Lambert Academic Publishing, 232 p.

4. Parthasarathy, P.R. and Sudhesh, R. (2012). *Time-dependent analysis of state-dependent queues.* Moscow: LAP Lambert Academic Publishing, 204 p.

5. Ventsel, E.S. (2007). *Teoriya veroyatnostey: Uchebnik dlya VUZov* [Probability Theory: Textbook. for Universities.]. 8th ed., ster. Moscow: Vysshaya shkola, 575 p. (in Russian)

6. Ivchenko, G.I., Kashtanov, V.A. and Kovalenko, I.N. (2012). *Teoriya massovogo obsluzhivaniya* [Queuing theory.]. Moscow: "LIBROKON", 2nd ed., 304 p. (in Russian)

7. Walrand, J. (1988). *An Introduction to Queueing Networks.* Prentice Hall, 384 p.

8. Shortle, J.F., Thompson, J.M., Gross, D. and Harris, C.M. (2018). *Fundamentals of Queueing Theory.* 5th Edition, Wiley, 556 p.

9. Schildt, H. (2010). *C# 4.0 The Complete Reference.* McGraw-Hill Education, 976 p.

10. Watson, K., Nagel, C., Pedersen, Ja. and Reid, J. (2010). *Beginning Visual C# 2010,* Wrox, 1080 p.

11. Venttsel, Ye.S. (2010). *Issledovanie operatsiy: zadachi, printsipy, metodologiya* [Research of operations: tasks, principles, methodology]. Moscow: KNORUS, 192 p. (in Russian)

12. Milgramm, Yu.G. (1974). *Tablitsy i grafiki dlya veroyatnostnykh raschetov. Chast 1* [Tables and graphs for probabilistic calculations. Part 1]. Moscow: VVIA, 381 p. (in Russian)

13. Terentyev, V.B. (2017). *The objects ordering on the grounds of multicriteria analysis. Avtomatizatsyya. Sovremennyye tekhnologii* [Automation. Modern technologies], vol. 71, no. 9, pp. 410–412. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Nikolaev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aircraft Testing Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), Branch "Vzlet", Deputy Head of the Research and Test Department 929 of the State Flight Test Center of the Ministry of Defense of the Russian Federation "Testing A/C" Chair, MAI (NRU), nikozavr1978@yandex.ru.

Поступила в редакцию	08.06.2019	Received	08.06.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

UDC 629.7.058
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-5-107-116

ELECTROOPTICAL COMPLEX FOR TERRAIN ON-TIME SURVEY

S.B. STUKALOV[1], D.S. STUKALOV[1], V.I. KONDRIKOV[1], R.S. GAVRYUSHIN[1]
[1]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

The article deals with a number of approaches to the use of electrooptical systems and unmanned aerial vehicles (UAV) to solve the tasks of live terrain surface screening, air incident spots and objects survey. The paper provides the grounds for the UAV airframe chosen structure and the design of the electrooptical complex. The light weight, high -wing monoplane airframe structure is suggested. Using the CNC production center, a UAV with high aerodynamic performance was developed. The UAV was fitted with the optoelectronic system. Structural design for the airborne and ground equipment of the survey complex was developed. The structural design comprises the forward-looking and side airborne surveillance cameras and also downward-looking cameras of visible and infrared bands to provide the day and night vision. The downward-looking cameras of visible and infrared bands, integrated into the UAV fuselage belly are used for the surface monitoring and survey. The flight test on the use of electrooptic system comprised the flight on the route and automatic return using the satellite system navigation. The test showed that navigation data correction was required. The positioning accumulative error elimination is suggested to be done via automated image registration with the contour extraction and landmark reference. The image processing results using *Canny* algorithm were presented. The recommendations on the algorithm practical application and speed of response are given. To solve the problem of terrain on-time surveillance and monitoring the flight routes were subjected to research. Based on the experiments performed, the recommendations were given on the electrooptic complex application and flight route plotting for the tasks of on-time search and rescue.

Key words: electrooptical complex, unmanned aerial vehicles (UAVs), flight experiment, correction of navigation parameters, image processing.

INTRODUCTION

At present, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) which are able to fly automatically on route with precise navigation, are increasingly used for the purpose of ground and terrain monitoring [1, 2] One of the main tasks of UAV flight is the ground monitoring and terrain survey aimed at on-time search of the air incident spots and objects. For such cases the UAVs possess the advantage of quick position and coordinate finding, and also of the opportunity to fly and perform tasks both in daytime and at night.

THE CHOICE AND DESIGN OF UAV AIRFRAME AND ELECROOPTIC ON-TIME SURVEY COMLEX STRUCTURE

For the tasks mentioned above, the performance required may be provided by the high-wing low-weight airframe structure. The high wing airframe provides a wide range of operational alignments, the enhanced downward-looking visibility, better terrain observation and landing characteristics. A wide wing-span choice provides better aerodynamic performance.

The authors applied AutoCAD software to design and draft the UAV airframe. It enabled to adjust the optimal fuselage design with the cowl compartment for video equipment and transmitters (figure 1).

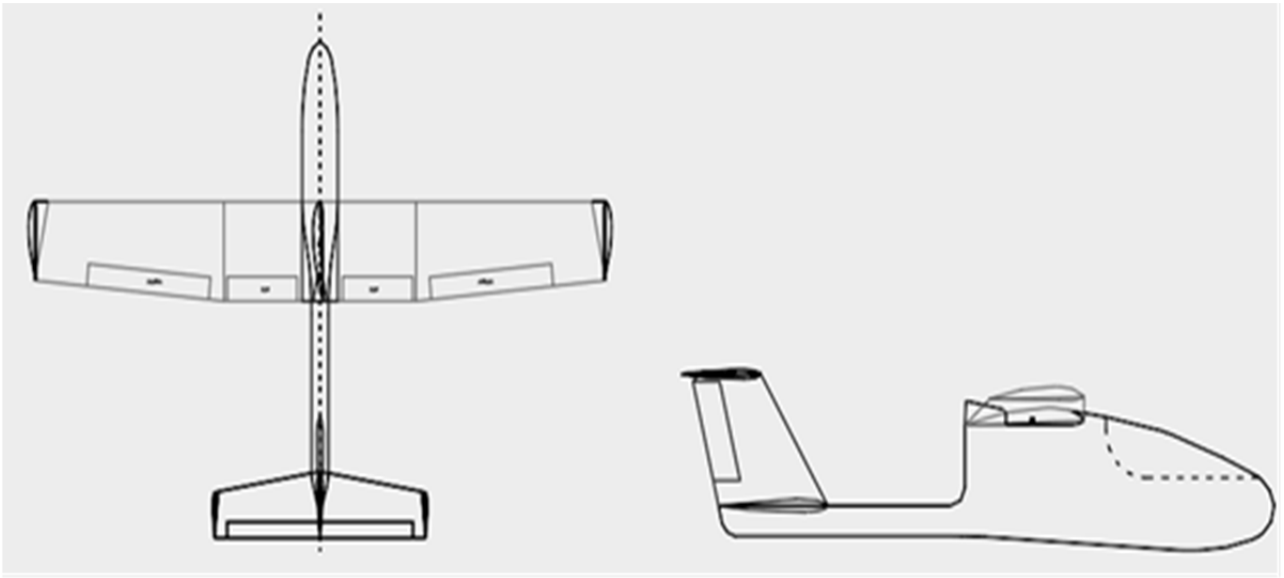


Fig. 1. The result of the UAV airframe design with the use of AutoCAD

The light-weight structure of the wings, fuselage and tail unit was obtained using the foam plastic cutting and CNC production center lamination. The UAV powerplant consisted of the electrical engine *AX*2814 980*kv* with brushless speed controller *Turnigy Plush* 60*A c BEC* 3*A.*

The flow charts were designed for the electrooptic system cameras switching sequence, and devices for airborne (figure 2) and ground equipment were developed (figure 3).

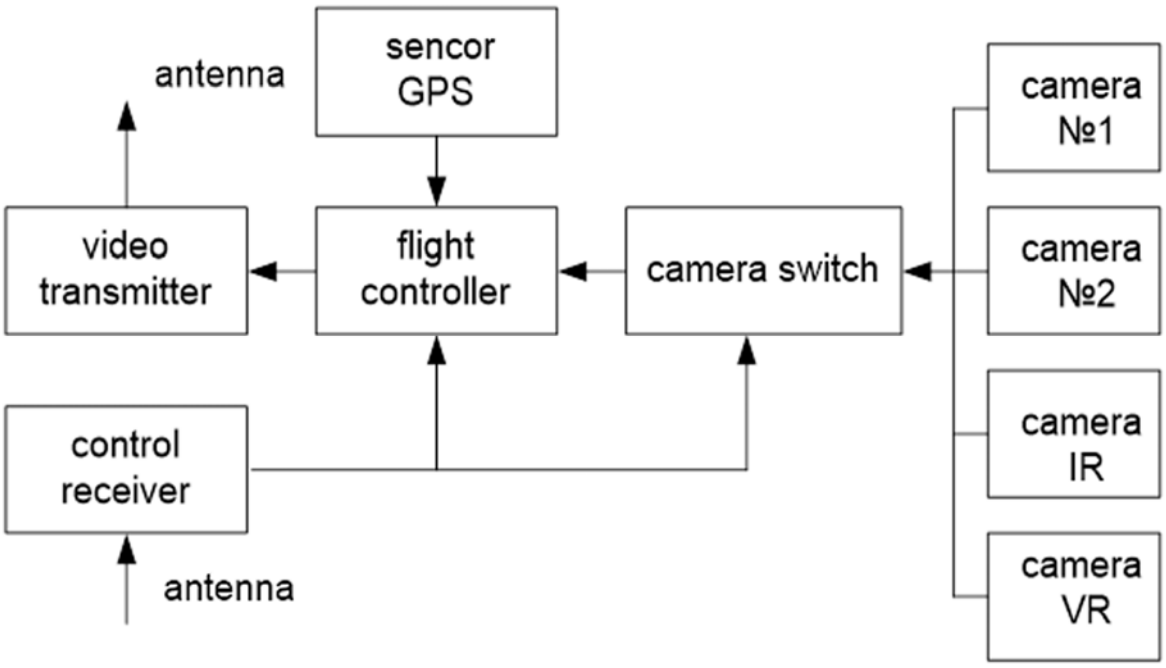


Fig. 2. Flow chart of airborne equipment of the complex

The airborne equipment comprises the video data transmitter, flight controller, camera selector switch, GPS sensor, antennae, electrooptical cameras № 1 and № 2 for flight management and surveillance cameras of visible and infrared bands.

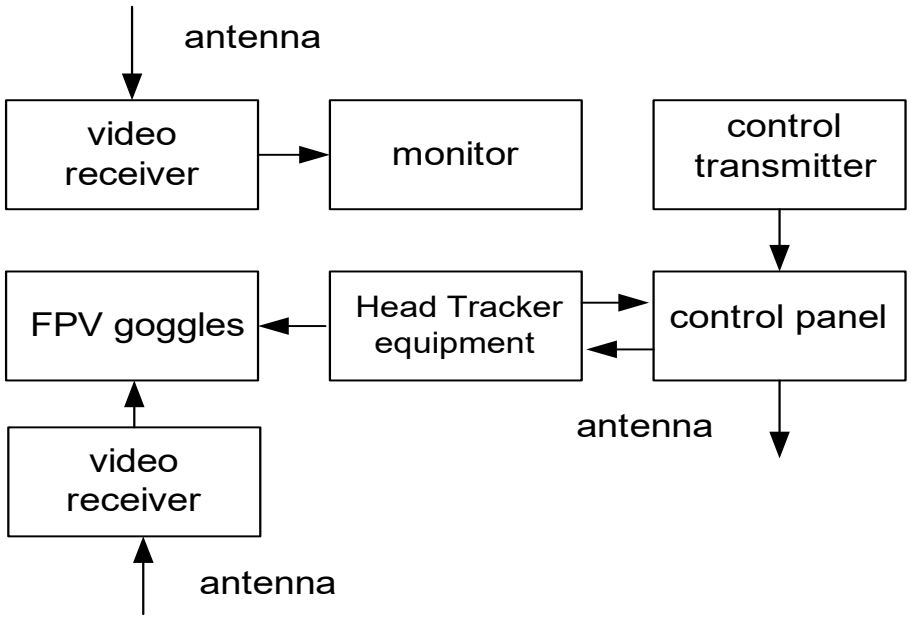


Fig. 3. Flow chart of control devices of the ground equipment of the complex

The complex ground equipment comprises the video data receiver, monitor, remote control, *Head Tracker* (the cameraman head turn control) with the output from video receiver to the FPV (First Person View) goggles. For navigation and precise UAV positioning the GPS sensor is installed to monitor the surveillance complex position. The developed electrooptic complex (figure 4 a) features video cameras with enhanced vision spectral bandwidth (figure 4 b):

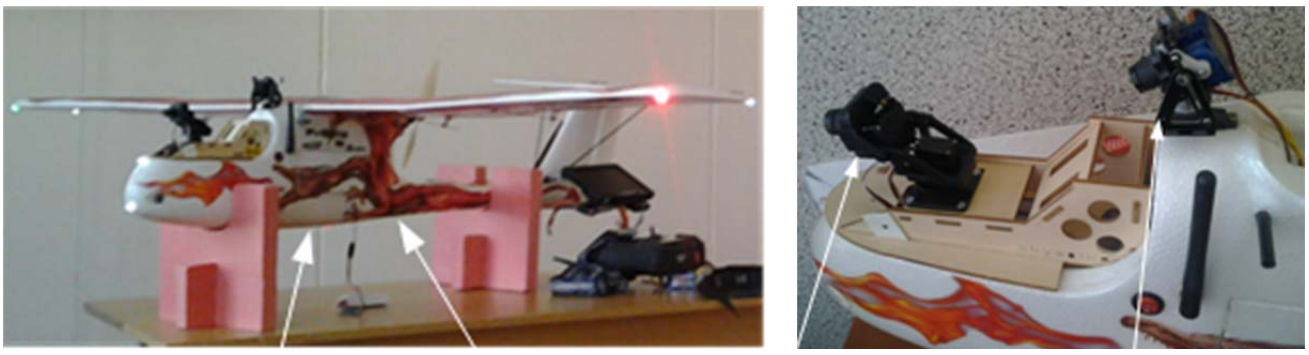
Camera 1 – forward looking, connected to the flight controller system and providing the forward visibility

Camera 2 – side looking with the turn system and *Head Tracker*

Such system allows to find position day and night and adjust the UAV flight en route according to the reference set.

The surveillance equipment of the UAV are the two downward-looking cameras of infrared and visible bands mounted at the fuselage belly (figure 4 a).

These cameras tackle the task of the surface monitoring in the infrared and visible bands.



a **b**

Fig. 4. Unmanned aerial vehicle with airborne and ground equipment (a) and on-board cameras No. 1 and No. 2 (b)

THE RESULTS OF ELECTROOPTIC COMPLEX FLIGHT TESTS

The experiments were performed to solve the problems of on-time terrain and surface surveillance using the electrooptical complex at UAV flight. The flight test on the use of electrooptic system comprised the flight on the route and automatic return using the satellite system navigation (figure 5).

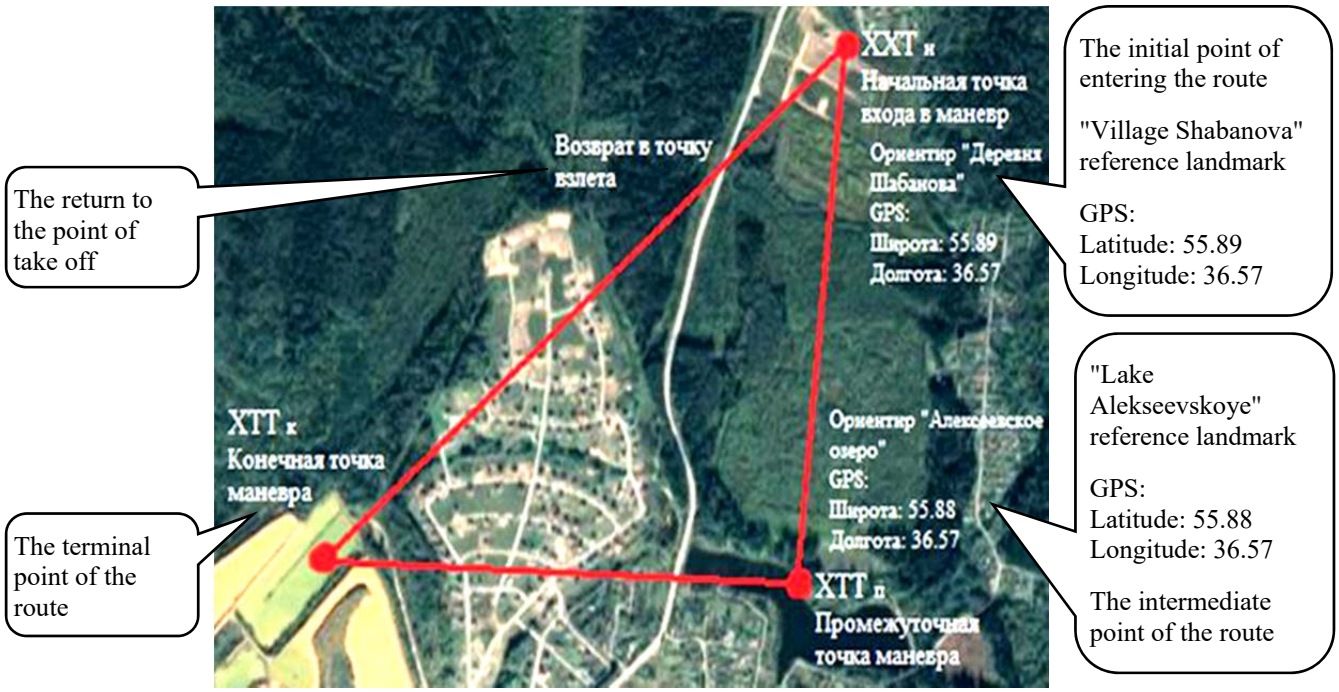
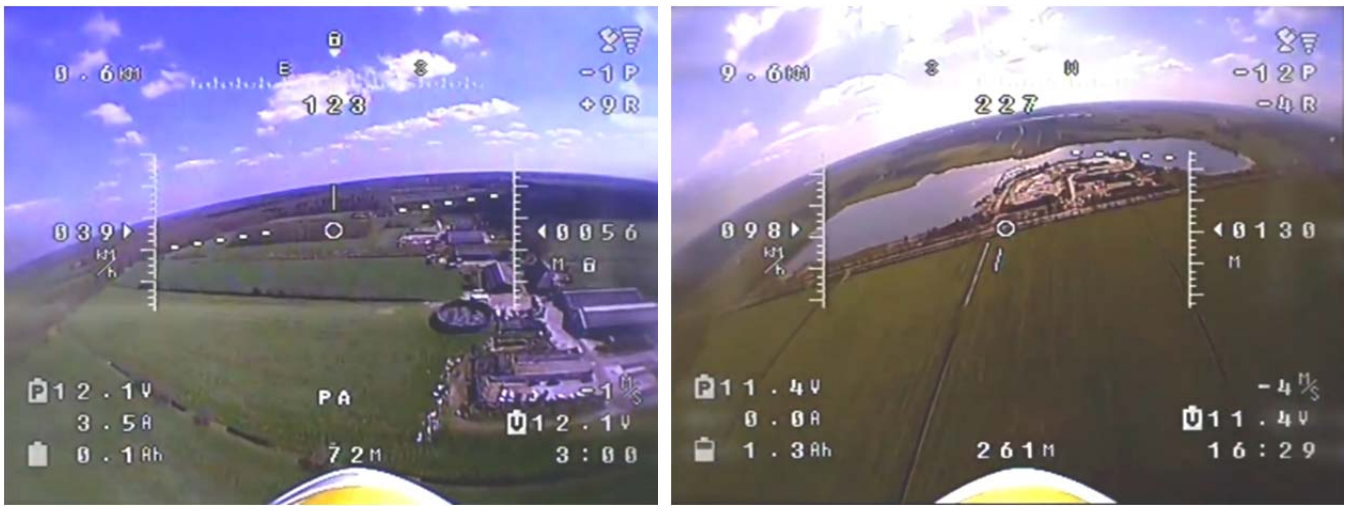


Fig. 5. The flight path of the complex with the return to the starting point

The shots from the forward-looking camera, which fixed the landmarks were obtained within the flight test (figure 6). The images of the terrain allow to distinguish the visible landmarks and to carry out the surveillance tasks in near-real time.



a **b**

Fig. 6. The results of the registration of images of the terrain by an optical-electronic system when approaching the first landmark (a) and upon approaching the second landmark (b)

Along with this, as the images obtained show, there is a deviation from the plotted route when the GPS sensor data are being used. The UAV was supposed to fly precisely above the landmark number 1. However, this landmark was passed with the left deviation of 10–20 m (figure 6 a). During a flight with numerous landmarks the navigational error becomes significant and may result in task failure.

In order to eliminate the positioning accumulative error, it is suggested to make amendments on the electrooptical complex flight route. This problem can be solved applying automation to the results of the terrain images registration [4].

The technology assisting in the data processing automation may be the set of algorithm applying methods for image processing, analyses, contour extraction[1,2] [3–5, 7–10]. The possible variant of practical application may be *Canny* algorithm, which is a multi-stage algorithm of image boundary processing and forming [6]. The basic algorithm stages are: image smoothing, search of gradients, non-maximum suppression, threshold filtration, hysteresis tracking. For the purpose of contour extraction for further automatic coupling to the navigational parameters, the real vision images of terrain in flight were processed using Mathcad software environment (figure 7, 8).

$$
\begin{aligned}
&\text{Svert}(X,K) := \left|\begin{array}{l}
a \leftarrow \text{rows}(X) \\
b \leftarrow \text{cols}(X) \\
R \leftarrow \dfrac{\text{rows}(K)-1}{2} \\
X1 \leftarrow \text{stack}(\text{submatrix}(X,0,R-1,0,b-1),X) \\
X1 \leftarrow \text{stack}(X1,\text{submatrix}(X,a-R,a-1,0,b-1)) \\
\text{for } j \in 0..b-1 \\
\quad \text{for } i \in R..a-1+R \\
\qquad \left|\begin{array}{l} Z \leftarrow \text{submatrix}(X1,i-R,i+R,j,j) \\ N_{i-R,j} \leftarrow Z \cdot K \end{array}\right. \\
N
\end{array}\right.
\end{aligned}
$$

Fig. 7. Processing of the received images by MathCad operators at the stage of smoothing the image according to the Canny algorithm

[1] Premium avionics for general aviation airplanes. Official website Avidyne. Available at: http://www.avidyne.com/ (accessed 15.05.2019).

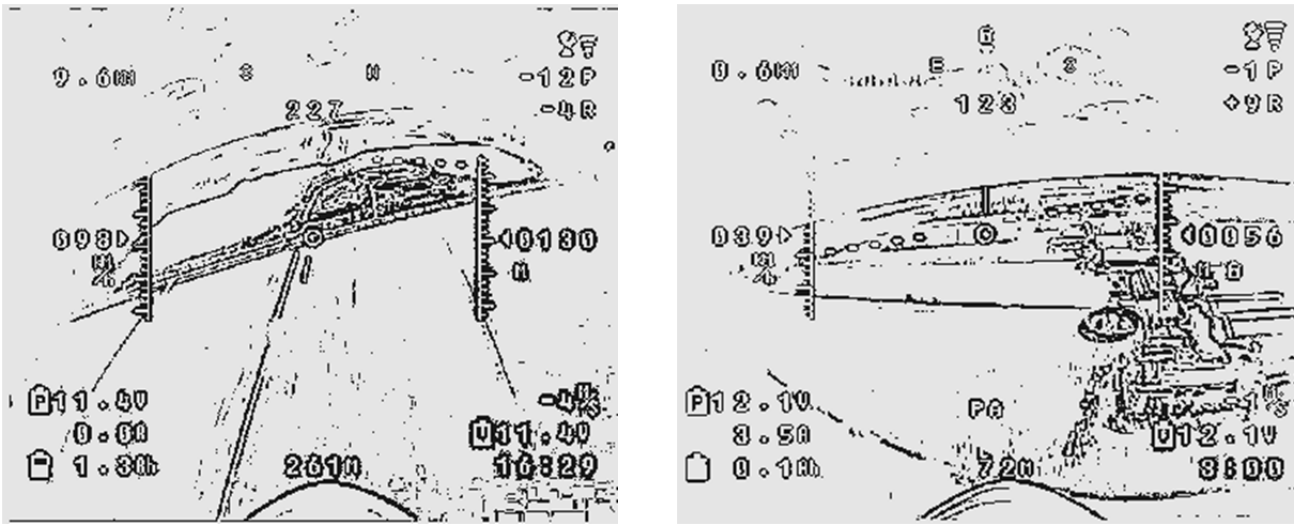
[2] Universal avionic systems. Official website Avidyne. Available at: http://www.avidyne.com/ (accessed 15.05.2019).

```
ImgFiltred := | down ← d·255
              | high ← h·255
              | for i ∈ 0..n − 1
              |   for j ∈ 0..m − 1
              |     ImgFiltred[i,j] ← 255 if X[i,j] ≥ h
              |     otherwise
              |       ImgFiltred[i,j] ← 0 if X[i,j] ≤ d
              |       ImgFiltred[i,j] ← 177 otherwise
              | return ImgFiltred

ImgFiltredRotated := rotate270(ImgFiltred)
```

Fig. 8. Processing of the received images by *MathCad* operators at the Canny algorithm's double-threshold filtering stage

The results of image processing, following the given laws are shown in Figure 9.



a **b**

Fig. 9. The results of filtering and selection of contours of images of the terrain by an optical-electronic system when approaching the first landmark (a) and when approaching the second landmark (b)

The results obtained:

1. Demonstrate the need to correct and back-up the navigational data obtained from satellite systems for UAV flights.
2. Determine the approaches for automatic extraction of the most probable position of reference points, certain objects and contour extraction using Canny algorithm.
3. Help to extract contours and specific points for the particular terrain by changing the filtration threshold for automatic coupling to the navigational parameters and their correction.
4. Eliminate a number of Caddy algorithm stages. For example, for the computer system increased efficiency there is no need in gradient calculation and edge soothing. Noise, non-essential details removal and coupling the image boundaries to form contours is sufficient. The tests proved that such actions increase the processing speed in *MathCad* more than two times.
5. Such image registration results obtained by the surveillance electrooptical cameras with infrared and visible bands allow to distinguish objects, typical for search situations, and to make the right decisions.

ELECTROOPTICAL COMPLEX PRACTICAL APPLICATION AND CONCLUSIONS

The experiments conducted result in recommendations on the electrooptical complex use and flight route plotting for search and surveillance tasks:

1. For surveillance and search operations at daytime and at night the electrooptical complex should contain the on-board flight management cameras and surveillance cameras of multispectral bands.
2. The optimal fuselage design to house the electrooptical complex is the high-wing low weight airframe.
3. The route turning points should be clearly distinguishable in flight (river knees, road intersections, elaborate buildings etc.).
4. The first turning point (the initial point en route) should be placed next to the flight origin point.
5. The desired flight track, if possible, must avoid powerlines and other facilities with high electromagnetic field (position-radar stations, transmit/receive antennae etc.)

To monitor the terrain in near-real time for the purpose of flight incident surveillance the flight must follow the checklist of special maneuvers (figure 10).

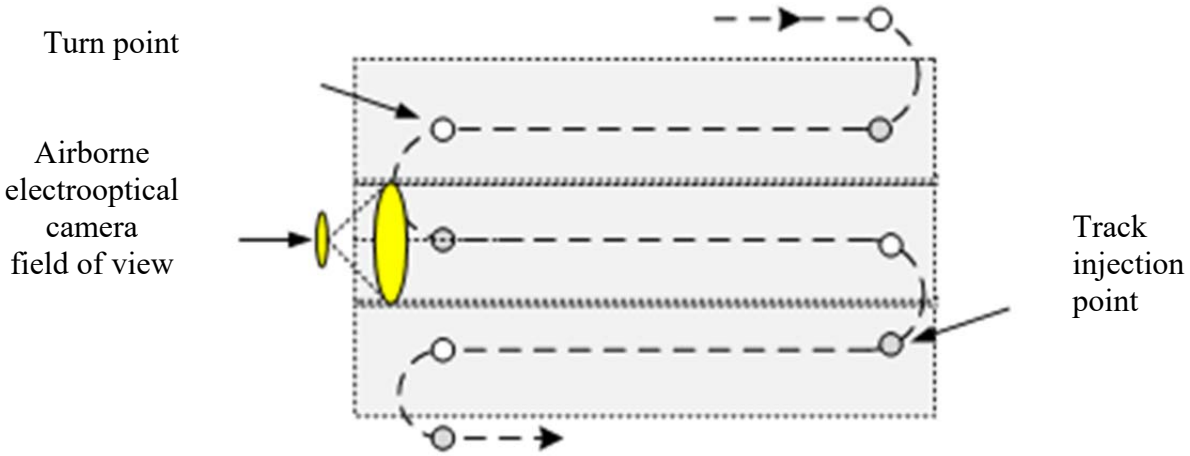


Fig. 10. Typical variant of the flight route of the complex

1. Leg – the surveillance of linear objects (bridges, straight parts of the roads, rivers);
2. Circuit path – patrolling in the given area, aerial inspection;

3. Circle – patrolling in the given area, aerial inspection;
4. Figure eight pattern – patrolling in the given area, aerial inspection;
5. Bank-to-bank reversal – non-linear objects surveillance (non-linear parts of the road, river, etc.);
6. Area – the surveillance of the given area.

The terrain image processing and analyses, colour inversion and image upgrade may be performed applying *Canny* algorithm. The results of software processing show that such processing should be done using the ground equipment, and it should take significantly more time compared to the current flight image capture time. Based on the image processing results it is possible to make timely decisions on the search tasks on the ground.

REFERENCES

1. Stukalov, S.B. (2016). *Perspektivnyye napravleniya postroyeniya tekhnicheskikh sistem videniya vozdushnykh sudov* [Perspective directions for the construction of technical aircraft vision systems]. *Sbornik materialov I mezhdunarodnoy zaochnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii uchrezhdeniya obrazovaniya «Belorusskaya gosudarstvennaya akademiya aviatsii»* [Collection of materials of the 1-st international correspondence scientific-practical conference of the educational institution "Belarusian State Academy of Aviation". Minsk, December 20–23, 2016]. Minsk: BGAA, pp. 64–69. (in Belarus)

2. Stukalov, S.B. and Skvarskiy, N.A. (2017). *Problemy primeneniya bortovykh sistem vizualizatsii vertoletov pri posadke v usloviyakh ogranichennoy vidimosti* [Problems of use of onboard visualization systems of helicopters during landing in conditions of limited visibility]. *Sbornik materialov II mezhdunarodnoy zaochnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii uchrezhdeniya obrazovaniya «Belorusskaya gosudarstvennaya akademiya aviatsii»* [The collection of materials of the 2-nd international correspondence scientific-practical conference of the educational institution "Belarusian State Aviation Academy"]. Minsk: BGAA, pp. 101–103. (in Belarus)

3. Gorbunov, A.L. (2014). *Stereoscopic augmented reality in visual interface for flight control*. Aerospace science and technology, vol. 38, pp. 116–123.

4. Eremeyev, V.V., Kuznetsov, A.E. and Fedotkin, D.I. (1999). *Informatsionnyye tekhnologii koordinatnoy privyazki izobrazheniy zemnoy poverkhnosti po elektronnym kartam* [Information technologies of coordinate referencing of images of the earth's surface using electronic maps]. *Vychislitelnyye mashiny, kompleksy i seti* [Computing machines, complexes and networks]. *Mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov* [Interuniversity collection of scientific papers]. Ryazan: State Radio Engineering Academy, pp. 21–25. (in Russian)

5. Bogdanova, V. (2010). *Image enhancement using retinex algorithms and epitomic representation*. Bulgarian Academy of sciences. Cybernetics and information technologies. Sofia, vol. 10, no. 3, pp. 10–19.

6. Gurov,V.S., Kolodko, G.N. and Loginov, A.A. (2016). *Obrabotka izobrazheniy v aviatsionnykh sistemakh tekhnicheskogo zreniya* in Kostyashkina L.N., Nikiforova M.B. (Ed.). **[**Image processing in aviation vision systems]. Moscow: Fizmatlit, 240 p.

7. Alpatov, B.A., Babayan, P.V., Kostyashkin, L.N. and Romanov, Yu.N. (2011). *Image processing and analysis in vehicle-borne optical-electronic systems. Tekhnicheskoye zreniye v sistemakh upravleniya mobilnymi obyektami* [Computer vision in control systems of the mobile objects]. *Trudy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii-seminara* [Proceedings of the conference-workshop]. Moscow: KDU, iss. 4, pp. 57–62. (in Russian)

8. Gonzalez, R.C. and Woods, R.E. (2007). *Digital image processing*. 3rd Edition. Prentice-Hall, 976 p.

9. Kostyashkin, L.N., Babaev, S.I., Loginov, A.A. and Pavlov, O.V. (2011). Aircraft control enhanced vision systems technologies. *Tekhnicheskoe zrenie v sistemakh upravleniya*

mobilnymi obyektami [Computer vision in control systems of the mobile objects]. *Trudy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii-seminara* [Proceedings of the conference-workshop]. Moscow: KDU, iss. 4, pp. 45–56. (in Russian)

10. Vizilter, Yu.V. and Zheltov, S.Yu. (2011). *Problems of Technical Vision in Aviation Systems. Tekhnicheskoe zrenie v sistemakh upravleniya mobilnymi obyektami* [Computer vision in control systems of the mobile objects]. *Trudy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii-seminara* [Proceedings of the conference-workshop]. Moscow: KDU, iss. 4, pp. 11–44. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Sergey B. Stukalov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Air Transport Radio-Electronic Equipment Maintenance Chair of Moscow State Technical University of Civil Aviation, stukalov@mstuca.aero.

Dmitry S. Stukalov, Postgraduate Student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, d.s.stukalov@mail.ru.

Vadim I. Kondrikov, Postgraduate Student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, i.korostelina@mstuca.ru.

Roman S. Gavryushin, student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, motojacksonhawk@gmail.com.

ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЙ КОМПЛЕКС ОПЕРАТИВНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ МЕСТНОСТИ

С.Б. Стукалов[1], Д.С. Стукалов[1], В.И. Кондриков[1], Р.С. Гаврюшин[1]
[1]Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

В статье рассматриваются подходы по использованию оптико-электронных систем в беспилотных летательных аппаратах для задач оперативного обследования поверхности местности, мест и объектов летных происшествий. Представлено обоснование выбора схемы планера беспилотного летательного аппарата и конструкции оптико-электронного комплекса. Предложено использование схемы планера типа высокоплан с облегченной конструкцией. Для проведения исследований разработан и создан при помощи станка с числовым программным управлением беспилотный летательный аппарат с высокими показателями аэродинамического качества, оборудованный оптико-электронной системой. Разработаны конструкции бортового и наземного оборудования исследовательского оборудования комплекса. Предложено использование полетных курсовой и обзорной боковой оптико-электронных камер, а также исследовательских оптико-электронных камер нижней полусферы видимого и инфракрасного диапазонов, что обеспечивает видение в дневное и ночное время. Для выполнения просмотра и исследования поверхности местности используются две камеры обзора нижней полусферы инфракрасного и видимого диапазонов, встроенные снизу в фюзеляж беспилотного летательного аппарата. Проведены летные эксперименты по применению оптико-электронного комплекса с полетом по маршруту по системе спутниковой навигации и автоматическим возвратом. Установлено, что для точного выхода на ориентиры маршрута требуется коррекция навигационных данных. Устранение накапливаемой погрешности позиционирования предлагается выполнить автоматизированно, путем регистрации изображений местности оптико-электронной системой с выделением их контуров и ориентиров. Представлены результаты обработки изображений по алгоритму *Canny*, полученных в ходе летных экспериментов. Даны рекомендации по практическому использованию алгоритма обработки изображений с учетом требуемого быстродействия. Для решения задач оперативного просмотра и исследования местности проведено исследование различных маршрутов полета. На основании проведенных экспериментов даны рекомендации по применению комплекса и построению маршрута полета в исследовательских задачах оперативного поискового характера.

Ключевые слова: оптико-электронный комплекс, беспилотные летательные аппараты (БПЛА), летный эксперимент, коррекция навигационных параметров, обработка изображений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Стукалов С.Б. Перспективные направления построения технических систем видения воздушных судов // Сборник материалов I международной заочной научно-практической конференции учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации». 20–23 декабря. Минск: БГАА, 2016. С. 64–68.

2. Стукалов С.Б., Скварский Н.А. Проблемы применения бортовых систем визуализации вертолетов при посадке в условиях ограниченной видимости // Сборник материалов II международной заочной научно-практической конференции учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации». 9–10 ноября. Минск: БГАА, 2017. С. 101–103.

3. Gorbunov A.L. Stereoscopic augmented reality in visual interface for flight control // Aerospace science and technology. 2014. Vol. 38. Pp. 116–123.

4. Еремеев В.В., Кузнецов А.Е., Федоткин Д.И. Информационные технологии координатной привязки изображений земной поверхности по электронным картам // Вычислительные машины, комплексы и сети: межвузовский сборник научных трудов. Рязань: Рязанская государственная радиотехническая академия. 1999. С. 21–25.

5. Bogdanova V. Image enhancement using retinex algoritms epitomic representation // Bulgarian Academy of sciences, Cybernetics and information technologies. Sofia. 2010. Vol. 10, No. 3. Pp. 10–19.

6. Гуров В.С. Обработка изображений в авиационных системах технического зрения / Под ред. Л.Н. Костяшкина, М.Б. Никифорова. М.: Физматлит, 2016. 260 с.

7. Алпатов Б.А. Обработка и анализ изображений в бортовых оптико-электронных системах / Б.А. Алпатов, П.В. Бабаян, Л.Н. Костяшкин, Ю.Н. Романов // Техническое зрение в системах управления мобильными объектами: Труды научно-технической конференции-семинара. М.: КДУ, 2011. Вып. 4. С. 57–62.

8. Gonzalez, R.C. and Woods, R.E. Digital image processing (2002), 3rd Edition. Prentice-Hall, 2007. 976 p.

9. Костяшкин Л.Н. Технологии систем улучшенного синтезированного зрения для управления летательными аппаратами / Л.Н. Костяшкин, С.И. Бабаев, А.А. Логинов, О.В. Павлов // Техническое зрение в системах управления мобильными объектами: Труды научно-технической конференции-семинара. М.: КДУ, 2011. Вып. 4. С.45–56.

10. Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю. Проблемы технического зрения в современных авиационных системах // Техническое зрение в системах управления мобильными объектами-2010: Труды научно-технической конференции-семинара. М.: КДУ, 2011. Вып. 4. С. 11–44.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Стукалов Сергей Борисович, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, stukalov@mstuca.aero.

Стукалов Дмитрий Сергеевич, аспирант МГТУ ГА, d.s.stukalov@ mail.ru.

Кондриков Вадим Игоревич, аспирант МГТУ ГА, i.korostelina@mstuca.ru.

Гаврюшин Роман Сергеевич, студент МГТУ ГА, motojacksonhawk@gmail.com.

Поступила в редакцию	17.05.2019	Received	17.05.2019
Принята в печать	24.09.2019	Accepted for publication	24.09.2019

ББК 05
Н 34
Св. план 2019

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 22, № 05, 2019
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 22, No. 05, 2019

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 18.10.2019.

Печать цифровая | Формат 60×90/8 | 14,75 усл. печ. л.

Заказ № 545 / 165 | Тираж 100 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: mail@phzhukovskogo.ru

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2018