

Том 28, № 06, 2025

ISSN 2079-0619  
e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник  
МГТУ ГА

---

---

Civil Aviation High  
TECHNOLOGIES

Vol. 28, No. 06, 2025

Издаётся с 1998 г.

Москва  
2025

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

### Главная редакция

- Главный редактор:** **Елисеев Б.П.**, заслуженный юрист РФ, проф., д. ю. н., ректор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Зам. главного редактора:** **Воробьев В.В.**, проф., д. т. н., зав. каф. МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Ответственные секретари главной редакции:** **Наумова Т.В.**, доцент, д. филос. н., профессор кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;  
**Полещикова И.О.**, доцент, д. т. н., старший научный сотрудник отдела научных исследований МГТУ ГА, Москва, Россия.

### Члены главной редакции:

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

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

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

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

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

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

**Махутов Н.А.**, член-корреспондент РАН, проф., д. т. н., г. н. с. ФГБУН Института машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, Москва, Россия;

**Трофименко Ю.В.**, проф., д. т. н., зав. каф. МАДИ, Москва, Россия;

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

**Ченцов А.Г.**, член-корреспондент РАН, проф., д. ф-м. н., г. н. с. Института математики и механики им. Н.Н. Красовского УрО РАН, Екатеринбург, Россия;

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

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

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

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

**Франческа де Кресченцио**, проф., кафедра промышленной инженерии, Болонский университет, Болонья, Италия;

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

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

### Editorial Board

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

### Chief Editorial Board:

*Sergey F. Boev*, Professor, Doctor of Sciences, General Director, Interstate Joint Stock Corporation “Vympel”, 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;

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

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

*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;

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

*Nikolay A. Makhutov*, Corresponding Member, The Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Science, Principal Researcher, FSBIS, Institute of Machine Science named after A.A. Blagonravov, Moscow, Russia;

*Yuriy V. Trofimenko*, Professor, Doctor of Science, Head of Chair, Moscow Automobile and Road Construction State Technical University, Moscow, Russia;

Web-site: <http://avia.mstuca.ru>

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

*Aleksander G. Chentsov*, Corresponding Member, The Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Science, Principal Researcher, Institute of Mathematics and Mechanics named after N.N. Krasovsky, The Ural Branch of the Russian Academy of Sciences, Yekaterinburg, Russia;

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

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

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

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

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

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

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

E-mail: [vestnik@mstuca.ru](mailto:vestnik@mstuca.ru)

### 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;

**Васильев О.В.**, проф., д. т. н., г. н. с. ООО «НПО НаукаСофт», Москва, Россия;

**Вышинский В.В.**, 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;

**Косынчук В.В.**, проф., д. т. н., проф. РАН, заместитель генерального директора ГосНИИАС, Москва, Россия;

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

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

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

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

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

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

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

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

**Халютин С.П.**, проф., д. т. н., ген. директор ООО «НПО 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., проф. МГТУ ГА, Москва, Россия;

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

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

## Editorial Council

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

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

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

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

**Oleg V. Vasiliev**, Professor, Doctor of Science, Principal Researcher, LLC "Scientific Production Association, NaukaSoft", Moscow, Russia;

**Viktor V. Vyshevsky**, 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;

**Vladislav V. Kosyanchuk**, Professor, Doctor of Sciences, Professor RAS, Deputy General Director of State Research Institute of Aviation Systems (GosNIIAS), Moscow, Russia

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

**Sergey P. Khalyutin**, Professor, Doctor of Sciences, Director General, CEO LLC "Scientific Production Association, NaukaSoft", Moscow, Russia;

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

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

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

**Boris I. Shakhtar**, Academician of the Russian Academy of Natural Sciences, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, Bau-man Moscow State Technical University, Moscow, Russia;

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

## СОДЕРЖАНИЕ

### ***ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ***

<b>Arefyev R.O., Arefyeva N.G., Skrypnik O.N.</b>	
Technique for improving the immunity of a satellite navigation receiver to intended jamming	8
<b>Bolelov E.A., Borzova A.S., Romanenko N.M.</b>	
Integrated ground movement control system at an airfield	25
<b>Гавриленков С.И.</b>	
К вопросу идентификации параметров полной модели литийионных аккумуляторов, полученной методом математического прототипирования энергетических процессов	37
<b>Горяшко Г.С.</b>	
Выгорание летного состава как источник угрозы авиационной системы	53
<b>Кривогузов И.А., Прокопович А.Ю.</b>	
Комплексная система оценки компетенции диспетчеров управления воздушным движением при подготовке на тренажерах	64

### ***МАШИНОСТРОЕНИЕ***

<b>Михайлов Ю.С.</b>	
Аэродинамическое проектирование компоновок крыльев учебно-тренировочного и пилотажного самолетов	77

## CONTENTS

### *TRANSPORTATION SYSTEMS*

<b>Arefyev R.O., Arefyeva N.G., Skrypnik O.N.</b>	
Technique for improving the immunity of a satellite navigation receiver to intended jamming	8
<b>Bolelov E.A., Borzova A.S., Romanenko N.M.</b>	
Integrated ground movement control system at an airfield	25
<b>Gavrilenkov S.I.</b>	
On the issue of identifying the parameters of the complete model of lithium-ion batteries obtained through the method of mathematical prototyping of energy processes	37
<b>Goryashko G.S.</b>	
Flight crew burnout as a source of aviation system threat	53
<b>Krivoguzov I.A., Prokopovich A.Y.</b>	
Comprehensive competency assessment system for air traffic controllers during simulator training	64

### *MECHANICAL ENGINEERING*

<b>Mikhailov Yu.S.</b>	
Aerodynamic wing design of a training and aerobatic aircraft	77

**ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ**

- 2.9.1 – Транспортные и транспортно-технологические системы страны, ее регионов и городов, организация производства на транспорте;  
2.9.4. – Управление процессами перевозок;  
2.9.6 – Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники;  
2.9.8 – Интеллектуальные транспортные системы

УДК 621.396.96:621.396

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-8-24

## **Technique for improving the immunity of a satellite navigation receiver to intended jamming**

**R.O. Arefyev<sup>1</sup>, N.G. Arefyeva<sup>1</sup>, O.N. Skrypnik<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Irkutsk branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation,  
Irkutsk, Russia*

<sup>2</sup>*Belarusian State Aviation Academy, Minsk, Republic of Belarus*

**Abstract:** Modern unmanned air vehicles (UAV) are equipped with satellite navigation receivers to provide stability in space and maintain the desired track. The satellite navigation receivers feature low noise immunity that can result in loss of satellite signals and, hence, in deviation from the desired track or control loss. The paper presents a technique for improving the immunity of a satellite navigation receiver under wide- and narrow-band interference as well as deceptive interference. The technique was implemented through the analysis of NMEA output data of a satellite navigation receiver. The main advantage of the proposed technique is the use of relatively small computational power of the onboard computer. The proposed technique is based on the analysis of the signal/noise ratio, the number of navigation satellites used as well as the integrity of the output coordinates of an UAV receiver. The proposed technique allowed developing an algorithm for detecting the interference which consists of two stages. At the first stage, presence of interference is identified, the second stage implies the comparison of the output coordinates of the receiver with the desired ones making it possible to assess the effects of deceptive interference. The algorithm is implemented in the G programming language in the LabVIEW environment. The technique and the algorithm for identifying the interference were tested by conducting a series of semi-natural experiments with the CH-3803M signal simulator which allowed estimating the threshold values of signal levels from navigation satellites in the presence of interference. As a test sample the ATGM336H multisystem satellite navigation receiver was used that provides a possibility to select a satellite navigation system (GLONASS, GPS or BeiDou) or to use their combination for solving an UAV navigation problem. The authors conducted a series of experiments for assessing the effects of different interference on the performance of the ATGM336H satellite navigation receiver.

**Key words:** UAV, spoofing, GNSS, signal/noise ratio, NMEA, noise immunity.

**For citation:** Arefyev, R.O., Arefyeva, N.G., Skrypnik, O.N. (2025). Technique for improving the immunity of a satellite navigation receiver to intended jamming. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 6, pp. 8–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-8-24

## **Методика повышения помехоустойчивости приемника спутниковой навигации к воздействию преднамеренных помех**

**Р.О. Арефьев<sup>1</sup>, Н.Г. Арефьева<sup>1</sup>, О.Н. Скрыпник<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, г. Иркутск, Россия*

<sup>2</sup>*Белорусская государственная академия авиации, г. Минск, Республика Беларусь*

**Аннотация:** Современные беспилотные воздушные суда (БВС) оснащены приемниками спутниковой навигации для решения задач стабилизации в пространстве и выдерживания заданной траектории полета. При этом приемники спутниковой навигации отличаются низкой помехоустойчивостью, что может привести к потере сигналов от спутников

и, как следствие, к отклонению БВС от заданного маршрута либо к потере управляемости. В данной работе представлена методика повышения помехоустойчивости приемника спутниковой навигации при воздействии широкополосной и узкополосной помех, а также уводящей помехи. Методика реализована на основе анализа выходных данных с приемника спутниковой навигации, формируемых в формате NMEA. Основным достоинством предлагаемого подхода является использование относительно небольших вычислительных ресурсов бортового вычислителя. Предлагаемая методика основана на анализе соотношения сигнал/шум, количества навигационных спутников, используемых в решении навигационной задачи, а также на целостности выходных координат приемника БВС. На основе предложенной методики разработан алгоритм обнаружения воздействия помех, который состоит из двух этапов. На первом этапе определяется наличие помех, второй этап предполагает анализ выходных координат приемника по отношению к планируемым, что позволяет определить воздействия уводящей помехи. Алгоритм реализован на языке программирования G в программной среде LabVIEW. Методика и алгоритм обнаружения помех протестированы путем проведения ряда полунатурных экспериментов с помощью имитатора сигналов СН-3803М, что позволило оценить пороговые значения уровней сигналов от навигационных спутников при наличии помех. В качестве тестируемого образца использовался мультисистемный приемник спутниковой навигации ATGM336Н, который обладает возможностью выбора спутниковой навигационной системы (ГЛОНАСС, GPS или BeiDou) или их комбинации для решения задачи навигации БВС. Проведена серия экспериментов по оценке влияния помех различных видов на характеристики приемника спутниковой навигации ATGM336Н.

**Ключевые слова:** БВС, спуфинг, GNSS, соотношение сигнал/шум, NMEA, помехоустойчивость.

**Для цитирования:** Арефьев Р.О., Арефьева Н.Г., Скрыпник О.Н. Методика повышения помехоустойчивости приемника спутниковой навигации к воздействию преднамеренных помех // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 6. С. 8–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-8-24

## Introduction

Unmanned Aircraft Systems (UAS) represent a dynamically developing cluster within the aviation industry. The fields of application for UAS are extensive, and new areas for their use are constantly emerging. Furthermore, the prospect involves an increasingly widespread use of UAS performing autonomous flights.

The feasibility and efficiency of autonomous UAS flights depend on the quality and reliability of aeronautical provision. The primary means for performing autonomous flight are satellite navigation systems (GNSS), which offer a global coverage area, high accuracy, and unlimited throughput capacity. However, there are also a number of problems [1–9] that affect the efficiency of satellite navigation use, the most significant of which is the low interference immunity of GNSS receivers. This is because the signals from navigation satellites (NS) at the input of the receiving antenna have a very low level, and even a low-level external interference is sufficient to suppress the weak signals from the NS. Moreover, there are intentional interference signals that imitate the structure of the NS signals, which can cause the receiver to determine false coordinates and generate false flight trajectories

for the UAS, making the use of airspace unsafe for other users. Such interference is called meaconing, and the substitution of GNSS signals is known as spoofing (meaning – to substitute, deceive, falsify) [10–13]. The study [14] provides an analysis of statistical data for 2024, showing an increase in spoofing incidents during regular flights of manned aviation. Therefore, an urgent scientific task arises to determine the presence of spoofing and to counteract it, which will enhance flight safety and the efficiency of aeronautical provision for both manned and unmanned aviation.

The main spoofing scenarios are as follows:

using a jammer to force the GNSS receiver from tracking mode into signal search and acquisition mode, and after resetting the correlator, to feed a false satellite signal to the receiver input to form a false trajectory. This scenario is considered a crude type of spoofing;

using a GNSS receiver on the jammer to obtain identical signal delays and Doppler frequency shift values necessary for generating synchronous spoofing with a higher signal level compared to the levels of signals from the NS, which will allow substitution with a false signal. This type of spoofing is more complex and harder to detect.

According to [15, 16], the following methods for spoofing detection exist:

- determining the signal amplitude;
- determining the signal direction of arrival;
- determining the signal arrival time;
- correlating GNSS receiver data with data from other onboard navigation systems;
- authentication using signal encryption;
- determining the signal polarization type;
- detecting vector tracking loops.

To use any of these methods, it is necessary to know the structure of specific GNSS receivers and the algorithms they implement for searching, detecting NS signals, and tracking their delay and frequency. In practice, most GNSS receivers installed on UAS are separate modules with a closed structure, which limits the use of most of the mentioned spoofing detection methods.

Study [2] assessed the interference immunity of a multi-system GNSS receiver module like the ATGM336H under the influence of narrow-band interference. The structure of this receiver module allows for separate processing of signals from each system. It was experimentally established that when interference is present at the GPS frequency, the module's performance for the GLONASS system also degrades due to the specifics of intermediate frequency selection in the receiver path.

The GNSS module, connected to the UAS onboard controller, outputs a data packet with coordinates for stabilizing the UAS in space and executing the assigned flight. However, if false GNSS signals are received, the UAS will perform a flight not according to the assigned route, which may be detected by the operator (external pilot) with a significant delay. Therefore, it is necessary to determine the moment when spoofing begins and affects the GNSS receiver in order to promptly notify the operator for making decisions regarding further flight control and excluding information from the satellite receiver from the control loop. For this purpose, a modification in the UAS architecture is proposed, based on the analysis of output data from the satellite receiver. This task can be performed by the flight controller if it has sufficient computational performance, or an additional microcontroller may be required.

This paper presents a methodology for detecting spoofing generated according to the two scenarios considered above, based on the analysis of output data from the ATGM336H receiver module.

## Output Data of the ATGM336H Receiver Module

The ATGM336H is a compact satellite receiver designed to determine user coordinates, speed, and precise UTC time when operating with signals from GPS, GLONASS, and BeiDou systems. Key features of the receiver module:

1. Support for UART interface for data exchange and configuration.
2. Support for high data transfer rates (up to 115200 baud).
3. Low power consumption.
4. Compact size, ensuring easy integration into various devices.
5. Built-in active antenna.
6. High-precision positioning (up to centimeter level) using additional technologies.

The ATGM336H receiver module has a number of characteristics that make it applicable and effective in various fields, including UAS navigation.

The output data from the receiver is a data packet in NMEA0183 format.

“NMEA is a common standard for representing navigation data in text format (ASCII). This protocol is used to transmit GNSS data from the receiver to external devices that are unable to decode the specific manufacturer's receiver navigation message.”<sup>1</sup>

The NMEA protocol defines a standard data format that includes information about geographic position, speed, time, course, and other flight parameters. These data are transmitted as text messages containing special codes and fields to identify the type of information.

For developing an algorithm to detect and counter a spoofing attack, it is proposed to analyze data on the parameters of signals received

<sup>1</sup> NMEA-0183 Navigation Data Representation Standard. (2024). OrientSystems. Available at: <https://orsyst.ru/blog/nmea> (accessed: 23.02.2025).

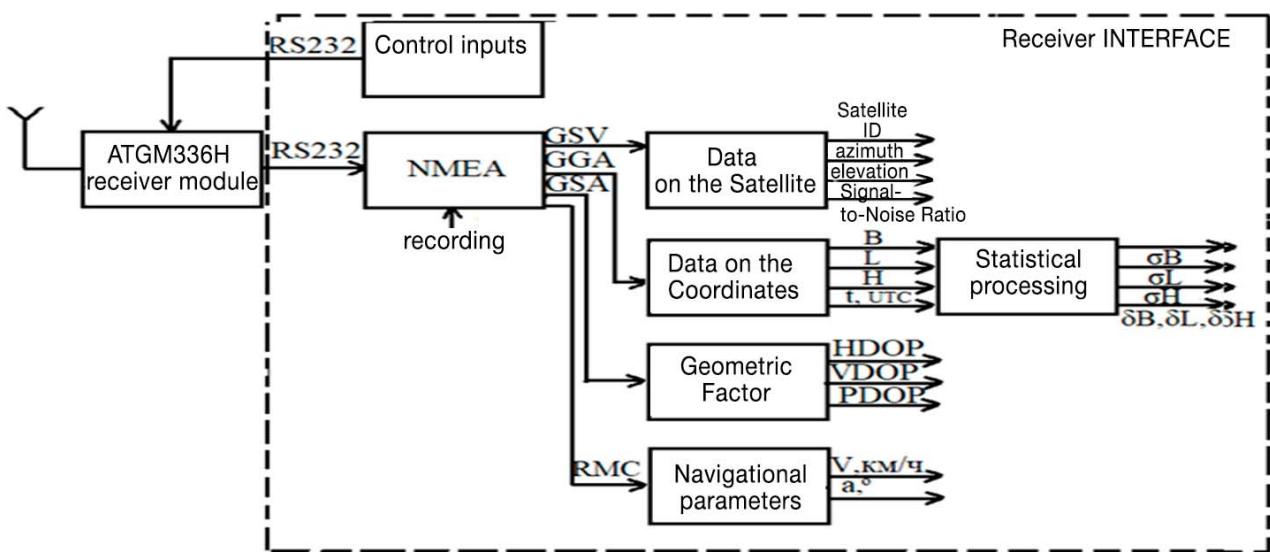


Fig. 1. The interface of the ATGM336H receiving module

from the NS, such as the signal-to-noise ratio, satellite azimuth and elevation angle, as well as information about the UAS location and flight parameters. This information can be obtained from the NMEA protocol (from GGA, GSV, and RMC messages). The selection of these messages provides a complete set of receiver data and gives a full picture of the navigation conditions.

An analysis of publications by other authors on the use of NMEA protocol data for spoofing detection has been conducted. For instance, study [13] reviews existing methods for determining spoofing, indicating the possibility of analyzing NMEA protocol data. Work [17] presents the main NMEA protocol messages that can be used for spoofing detection and provides results of testing different types of receivers in the presence of spoofing. In [18], a software platform for comprehensive analysis of NMEA messages from two simultaneously operating receivers located at a fixed distance is presented. The authors describe the main methods: checking navigation parameters (speed and altitude); estimating pairwise distances between receivers; checking ephemeris; monitoring time scale offset; monitoring the signal-to-noise ratio (determining the maximum signal level). The work shows that for maritime transport, the most effective method for determining spoofing is the

method of estimating pairwise distances between receivers. The method of monitoring the signal-to-noise ratio was not used in this work.

### Structural Diagram of the Interface for the Satellite Navigation Receiver

A software interface for the ATGM336H receiver module has been developed to study interference immunity, assess accuracy characteristics, and for a number of other tasks. The interface, whose structural diagram is shown in Figure 1, was developed in the LabVIEW graphical programming environment.

The ATGM336H receiver module is connected to a PC via an RS232 serial port and transmits data to the interface at a specified baud rate for further processing. Relevant information is extracted from the GSV, GGA, GSA, and RMC messages. Specifically: data about satellites in view (satellite ID, azimuth, elevation, and Signal-to-Noise Ratio (SNR), measured in dB-Hz) are extracted from the GSV messages. The coordinates determined by the receiver module and the time are extracted from the GGA messages. These coordinates then undergo statistical processing to obtain the Root Mean Square Error (RMSE) and plots of coordinate measurement errors. Information about the UAS's speed

and course of movement is extracted from the RMC messages. The developed interface also allows for the processing of GSA messages to extract the GNSS Geometric Dilution of Precision (GDOP) values, which can be used to assess the influence of the geometry of the current satellite constellation on the accuracy of coordinate measurements.

The developed interface also allows for generating commands in the form of PCAS messages to modify the settings of the receiver module. For example, using the appropriate command, one can select the satellite system(s) for the receiver module to operate with, change the output data rate, and more.

The obtained and processed data are subsequently analyzed. Based on this analysis, the receiver module configuration can be adjusted using the generated commands, which can improve its performance in the presence of interference.

## Spoofing countermeasure methodology

The analysis of existing methods for generating false signals indicates that the most straightforward way to perform spoofing currently is by using HackRF One equipment (a software-controlled platform) and an external radio signal amplifier. Consequently, the methodology for detecting meaconing interference must be generalized and include several key criteria for spoofing detection.

As noted earlier, the primary indicator for detecting spoofing onboard a UAS will be the assessment of Signal-to-Noise Ratio (SNR) levels, which allows for the detection of interference that precedes the spoofing signal. Therefore, another indicator for detecting a spoofing signal will be the comparison of the onboard flight plan with the data received from the GNSS receiver. Based on this, the methodology for identifying a spoofing attack consists of two stages:

1. Analysis of the Signal-to-Noise Ratio at the receiver input to identify specific signal levels that may indicate the presence of interference.

2. Comparison of additional information, such as the flight plan (coordinates, course,

speed), with data received from the GNSS receiver, which allows for the detection of discrepancies and serves as a basis for reacting to spoofing.

## Determining threshold Signal-to-Noise Ratio levels

The determination of threshold Signal-to-Noise Ratio levels for spoofing detection was performed using a CN-3803M satellite signal simulator. One of the advantages of this simulator is its ability to vary the output signal power in the range from  $-150$  dBm to  $-100$  dBm. Under real-world operating conditions, the typical signal level for a receiver is approximately  $-120$  dBm [2, 19].

Signals from GLONASS and GPS navigation satellites were simulated. The receiver's antenna was placed next to the simulator's antenna.

A series of experiments was conducted with different output signal levels from the simulator, which is equivalent to changing the SNR in the presence of fixed-level interference. The experiments aimed to determine the maximum and minimum signal levels at the receiver input that lead to extreme SNR values. The minimum SNR level is the threshold value at which the navigation solution is computed with very coarse accuracy.

Under normal receiver operating conditions, a decrease in SNR to the minimum threshold value is unlikely. Firstly, during UAS flight at altitude, the receiver is not subject to multipath effects, signal shadowing, and other degrading factors, so the SNR remains relatively stable. Secondly, in the case of wideband or narrowband interference, a decrease in SNR levels is observed for all satellites (depending on the satellite receiver's structure) used in the navigation solution. Therefore, it is necessary to evaluate the average SNR value across signals from all navigation satellites included in the solution.

As an example, Figure 2 shows a graph of the relationship between SNR and the input signal level for GPS navigation satellite No. 3. It follows from Figure 2 that a decrease in the input signal level leads to a decrease in SNR.

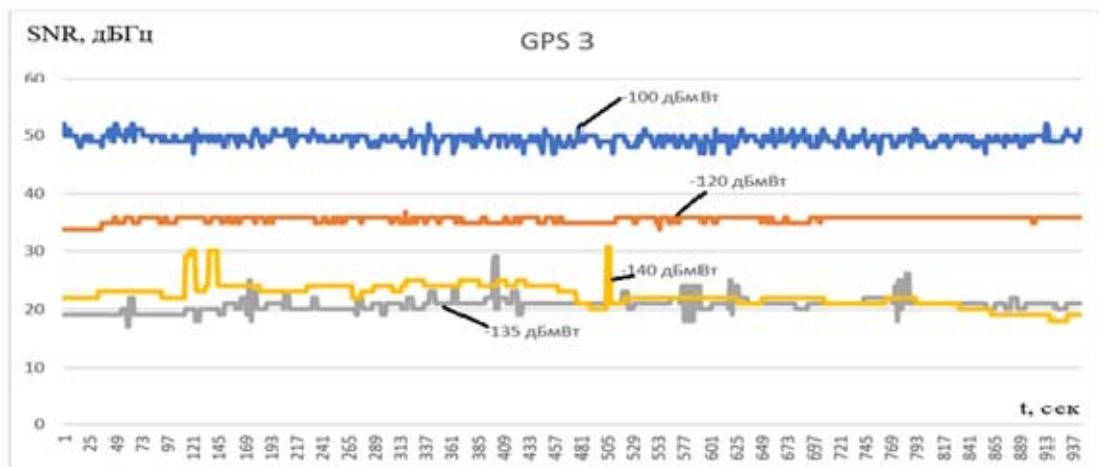


Fig. 2. SNR of GPS satellite No. 3 at different input levels

Table 1  
Average SNR values for different input signal levels

Input signal level dBm	-100	-120	-135	-140
Average SNR GPS, dB-Hz	50.6	38.8	26.4	24.2
Average SNR GLONASS, dB-Hz	52	39.6	28.6	23.3

Table 1 presents the average SNR values for the visible GLONASS and GPS constellations separately, calculated using formula (1):

$$M_{GPS, GLONASS} = \frac{1}{N_{GPS, GLONASS}} \sum_{i=1}^{N_{GPS, GLONASS}} SNR_i, \quad (1)$$

where  $N$  is the number of visible satellites of the observed system;  $i$  is the serial number of a visible satellite of a specific system.

The table shows that decreasing the input signal level below  $-135$  dBm does not lead to a significant degradation of the SNR. At the maximum signal level of  $-100$  dBm, the SNR is approximately  $50$  dB-Hz for the GPS system and  $52$  dB-Hz for the GLONASS system, which is not observed under real-world operating conditions. Therefore, an average SNR value for the entire visible constellation of  $50$  dB-Hz can be used as an upper threshold indicating the presence of meaconing interference.

When receiving signals at critical levels of  $-135$  dBm and  $-140$  dBm, the receiver cannot maintain stable tracking of navigation satellites.

This leads to satellites being intermittently included in and excluded from the navigation solution (fig. 3, curve 1 – number of satellites at an input signal level of  $-135$  dBm, curve 2 – at  $-140$  dBm). This primarily affects satellites with the longest ranges (typically those near the horizon).

The Root Mean Square Errors (RMSE) of the receiver's coordinate determination, evaluated over a 950-second time interval, were as follows:

for an input signal level of  $-135$  dBm: latitude  $\sigma B = 46.8$  m, longitude  $\sigma L = 204.7$  m, altitude  $\sigma H = 3.8$  m;

for an input signal level of  $-140$  dBm: latitude  $\sigma B = 60.7$  m, longitude  $\sigma L = 92.6$  m, altitude  $\sigma H = 6.3$  m;

for an input signal level of  $-120$  dBm (the level under real-world operating conditions of the receiver): latitude  $\sigma B = 2.2$  m, longitude  $\sigma L = 3.8$  m, altitude  $\sigma H = 0.07$  m.

Figure 4 shows the plots of coordinate determination errors (latitude error  $\delta B$  – curve 1, longitude error  $\delta L$  – curve 2, altitude error  $\delta H$  – curve 3) for an input signal level of  $-135$  dBm

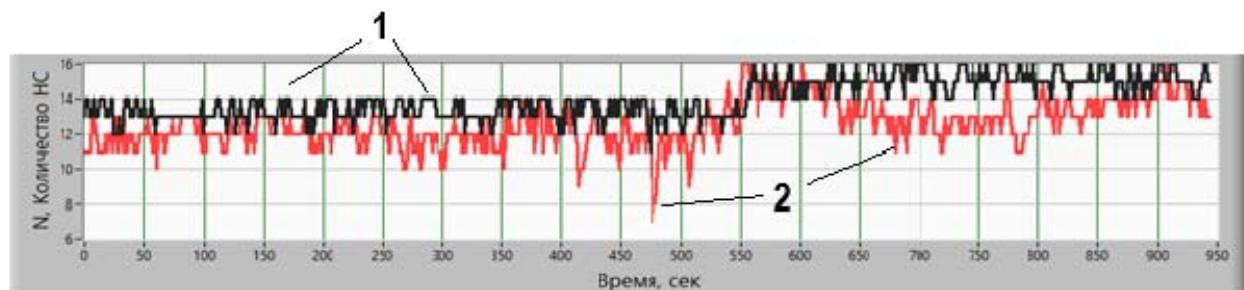


Fig. 3. Number (N) of satellites used in solution

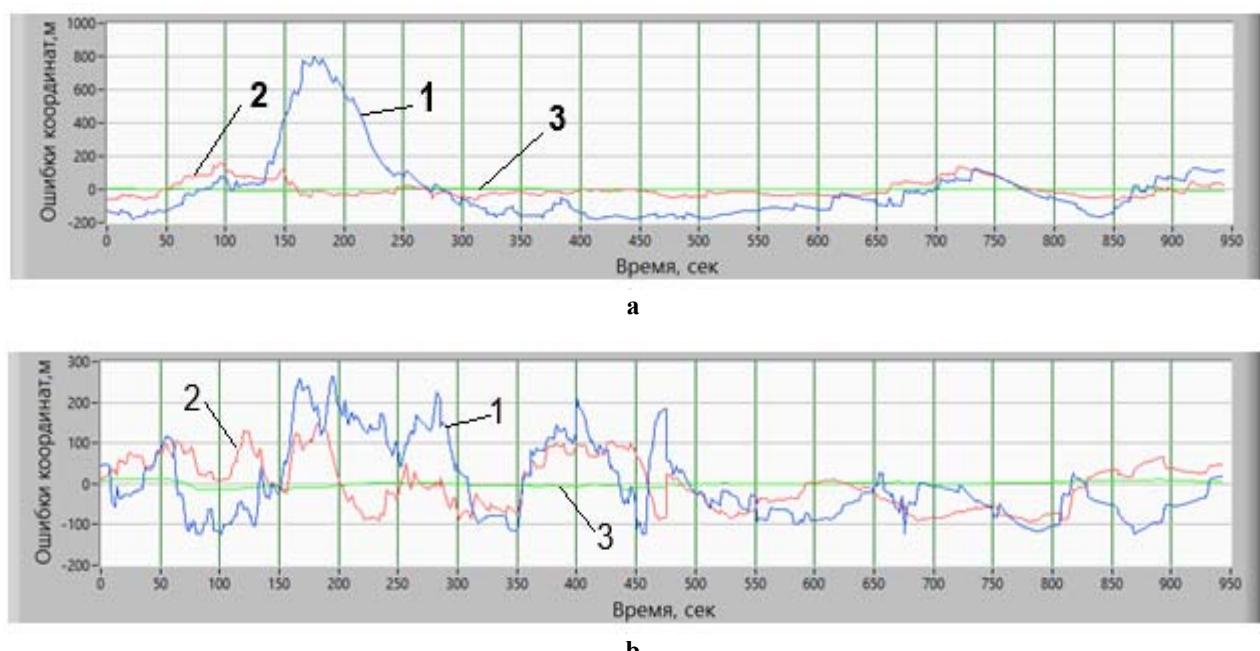


Fig. 4. Positioning errors in solving a navigation problem with GLONASS/GPS constellation at the input level of  $-140$  dBmW

(fig. 4, a) and  $-140$  dBm (fig. 4, b). Figure 4b shows that due to the instability of horizon satellites, the horizontal coordinate measurement errors vary significantly.

Based on the obtained results, a threshold of  $26$  dB-Hz should be selected for the minimum signal level. This level is unacceptable under the real-world operating conditions of a GNSS receiver, allowing for the detection of interference.

Thus, to determine the presence of interference that disrupts the satellite navigation receiver's correlator, a lower threshold of  $26$  dB-Hz will be used. In the case of meaconing interference (spoofing), an upper threshold of  $50$  dB-Hz will be used. Therefore, the fol-

lowing inequality is used as the criterion for detecting interference:

$$26 \text{ dB-Hz} \leq M_{\text{GPS, ГЛОНАСС, Beidou}} \leq 50 \text{ dB-Hz}.$$

To exclude from the proposed criterion the influence of SNR level reductions from satellites that are entering or leaving the receiver tracking zone, a second criterion must be added. This criterion will be the comparison of the number of satellites used in the GNSS receiver navigation solution against a specified value. The specified value for the number of satellites for each navigation system is chosen as 4, since this is the minimum number required to solve the naviga-

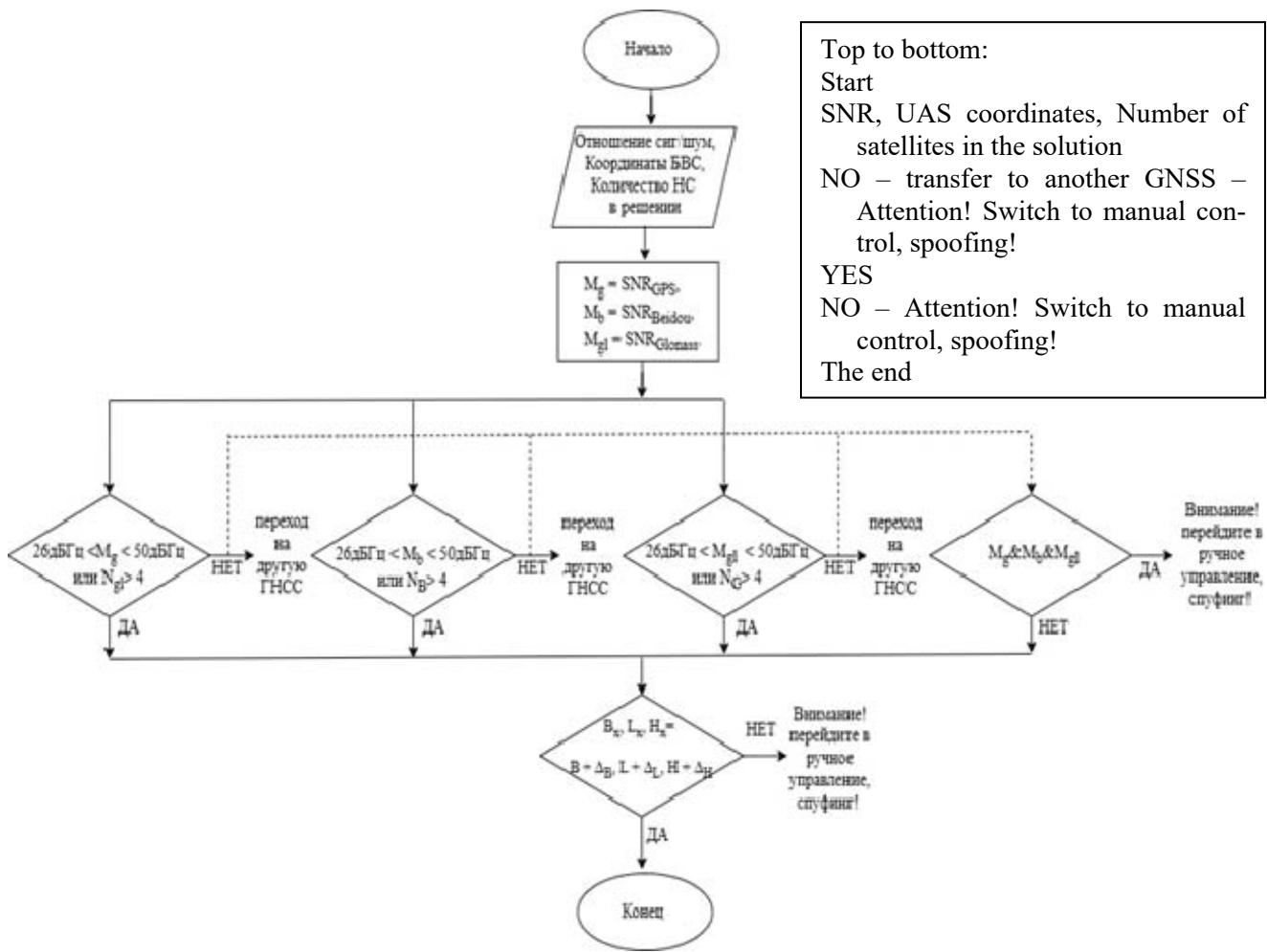


Fig. 5. The algorithm for detecting the interference

tion task and is sufficient when using satellites from other systems when the GNSS receiver operates in a multi-system mode. Therefore, the general criterion for detecting interference impact is as follows:

$$4 \leq N \vee 26 \text{ dB-Hz} \leq M_{\text{GPS, ГЛОНАСС, Beidou}} \leq 50 \text{ dB-Hz}. \quad (2)$$

## Algorithm for Interference Detection

The algorithm for detecting interference in navigation receivers is presented in Figure 5.

In the first step of the algorithm, the input data from the receiver is set. This includes SNR values for the three systems ( $\text{SNR}_{\text{GPS}}$ ,  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$ ,  $\text{SNR}_{\text{Beidou}}$ ), the number of satellites used in the

navigation solution ( $N_{\text{GPS}}$ ,  $N_{\text{GLONASS}}$ ,  $N_{\text{Beidou}}$ ), the current UAS coordinates ( $B_x$ ,  $L_x$ ,  $H_x$ ), and the UAS flight plan coordinates ( $B$ ,  $L$ ,  $H$ ), which are defined during the pre-flight preparation stage.

In the second step, the average SNR value for the visible constellation is calculated separately for each system ( $\text{SNR}_{\text{GPS}}$ ,  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$ ,  $\text{SNR}_{\text{Beidou}}$ ) according to expression (1).

In the third step, the calculated average SNR values for each system are compared with condition (2). If the condition is not met for one of the systems, it is assumed that narrowband interference is present at the input of the receiver on the frequency of that specific navigation system. Consequently, a command is automatically generated for the GNSS receiver to exclude this satellite system from the navigation solution. This

will lead to improved coordinate determination accuracy and more stable receiver operation.

If the condition is not met for all systems simultaneously, a decision is made that wideband interference is present at the receiver input. In this case, an informational message is generated for the UAS operator about the inability to further use the GNSS receiver, and a recommendation is provided to take manual control of the UAS flight. This allows for avoiding the first stage of spoofing impact.

If the condition is met for at least one of the systems, the algorithm proceeds to the next verification stage.

During the fourth step, the output UAS coordinates are compared with the flight plan coordinates. This stage allows for the detection of meaconing interference, particularly in cases where malicious actors did not generate interference to reset the GNSS receiver's correlator or where the satellite signal substitution occurred before the GNSS receiver was powered on.

If this condition is met, no spoofing is detected, and the algorithm repeats from the beginning with updated data from the receiver.

If the condition is not met, an automatic message is generated for the UAS pilot, instructing a transition to manual control of the UAS. Simultaneously, the GNSS receiver is disconnected from the onboard controller to prevent further diversion of the UAS along a false trajectory.

To prevent false triggers of this condition due to positioning errors, a certain tolerance ( $\Delta_B$ ,  $\Delta_L$ , and  $\Delta_H$ ) is added to each calculated coordinate value from the flight plan. In this work,  $\Delta_B$  and  $\Delta_L$  were set to 10 meters (converted to degrees of latitude and longitude), and  $\Delta_H$  was set to 5 meters, which helps avoid abrupt altitude changes. The UAS flight altitude is determined using the GNSS receiver at altitudes above 60 meters; at altitudes below 60 meters, a barometric altimeter with optical stabilization systems is used for altitude determination.

Thus, the developed algorithm ensures that the GNSS receiver onboard the UAS can continue solving the navigation task under the influence of narrowband interference at an acceptable level on one system's frequency. It also provides a warning to the operator if

wideband interference is present at the GNSS receiver input, or in the case of satellite signal spoofing that has caused the receiver's output coordinates to deviate from the assigned flight route coordinates

## Test Results of the Algorithm Using Hardware-in-the-Loop Simulation

Figure 6 shows the test bench used for testing the interference detection algorithm. The bench includes:

- a CN-3803M signal simulator, which generates navigation satellite signals for the GPS and GLONASS systems according to a predefined scenario where a stationary object is located at a point with zero coordinates;
- a HackRF One module, used as a source of narrowband interference with a signal level of 15 dBm;
- a dual-band wideband interference transmitter with a power of 1 Watt;
- the GNSS receiver module under test, an ATGM336H.

Testing of the developed algorithm was conducted in four stages:

1. Generating narrowband interference on the GPS frequency and on the frequency of the first GLONASS frequency channel.
2. Generating a signal with the simulator above the threshold level, corresponding to the GNSS signal being suppressed by a spoofing signal of higher power.
3. Generating wideband interference.
4. Spoofing the satellite signals, leading the UAS to follow a false trajectory.

## Results of the Study on the Impact of Narrowband Interference on the GPS Frequency and the First GLONASS Frequency Channel

Using the HackRF One module, interference was applied at the GPS L1 frequency of 1575.42 MHz with a power of 30 mW. The interference source antenna was placed next to the antennas of the simulator and the receiver.



Fig. 6. The test bench for testing the algorithm for detecting the interference

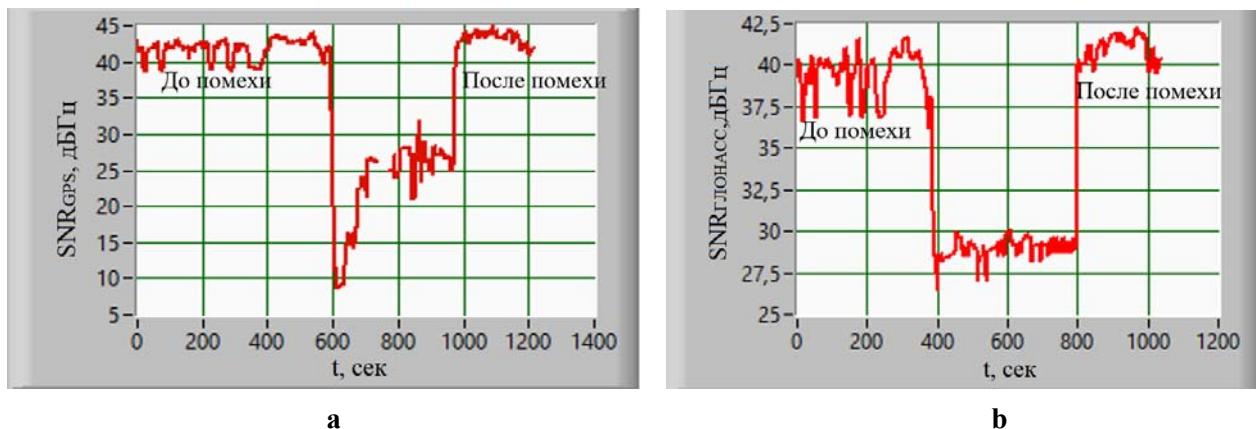


Fig. 7. SNR levels: *a* –  $\text{SNR}_{\text{GPS}}$ , *b* –  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$   
Left to right – before interference – after interference

Figure 7 shows the graphs of the changes in the average  $\text{SNR}_{\text{GPS}}$  and  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$ . The results show that the time samples do not coincide, which is associated with the different signal search and acquisition times for the GPS and GLONASS systems.

The sharp drop in  $\text{SNR}_{\text{GPS}}$  to approximately 8 dB-Hz (fig. 7, *a*) is related to the moment the narrowband interference was generated. During the entire period of interference, unstable tracking of the signals from GPS satellites is observed.

The sharp drop in  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$  (fig. 7, *b*) is related to the structure of the ATGM336H module, specifically the passage of one of the harmonics during frequency conversion in the GLONASS channel. However, the  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$  level remains above the set lower threshold of 26 dB-Hz. Therefore, solving the navigation task using the GLONASS system is possible, and the algorithm generates a command to disable the GPS system signals.

Figure 8 shows the coordinate measurement errors of the ATGM336H module (latitude error  $\delta B$  – curve 1, longitude error  $\delta L$  – curve 2, alti-

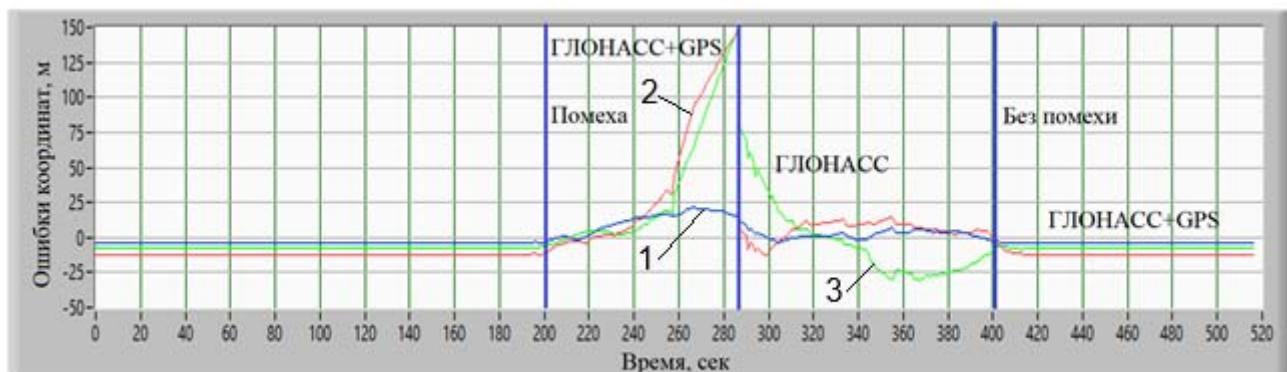


Fig. 8. Positioning errors with interference at the GPS frequency  
Left to right – Glonass – interference – without interference

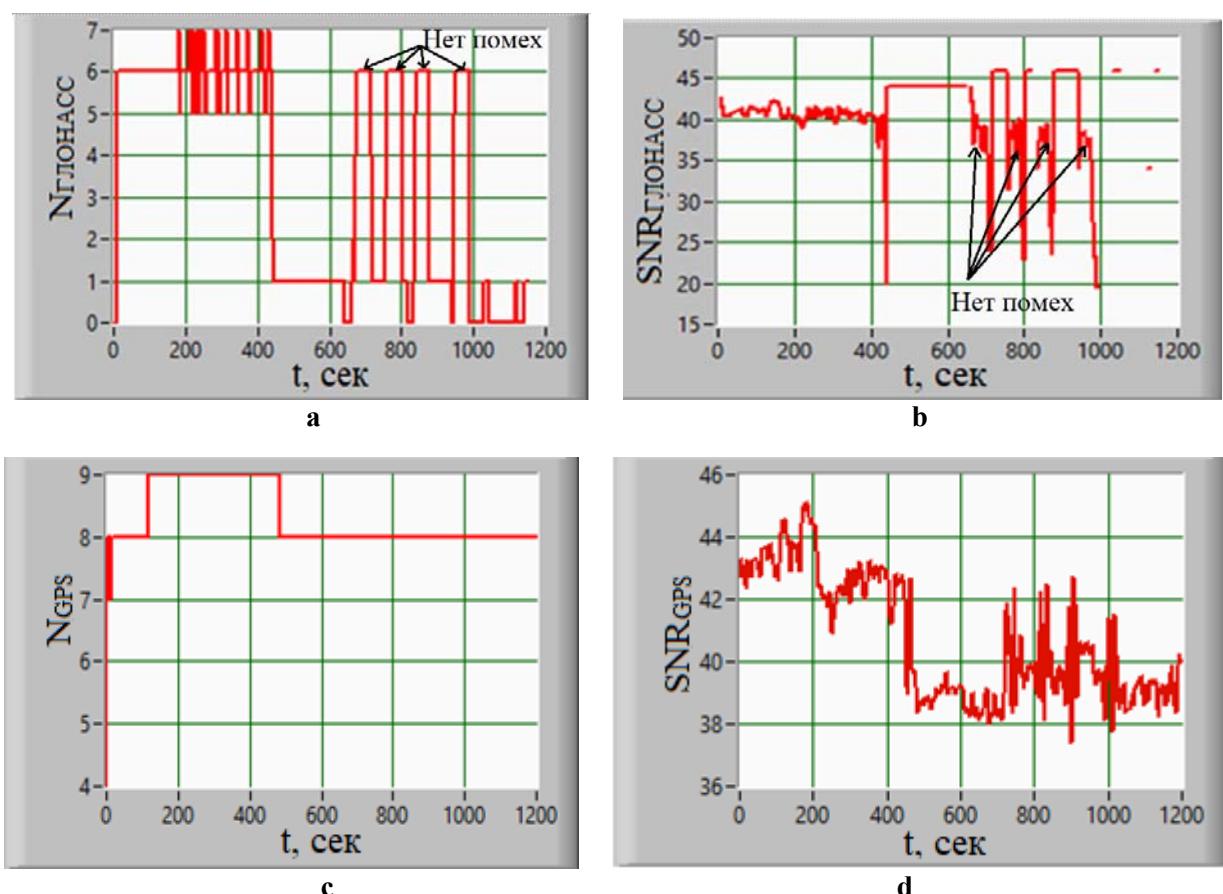


Fig. 9. The results of the experiment: *a* – number of GLONASS satellites used in solution; *b* – SNR<sub>GLONASS</sub>; *c* – number of GPS satellites used in solution; *d* – SNR<sub>GPS</sub>

tude error  $\delta H$  – curve 3). The figure highlights the moment when the interference was applied, which led to an increase in coordinate determination errors.

After the algorithm generated the command to disable GPS signal reception, a decrease in coordinate measurement errors is observed. This

indicates that the GNSS receiver can still be used, albeit with a greater error compared to its accuracy before the interference began.

When narrowband interference is applied at a frequency of 1602 MHz, corresponding to one of the GLONASS frequency channels, a loss of

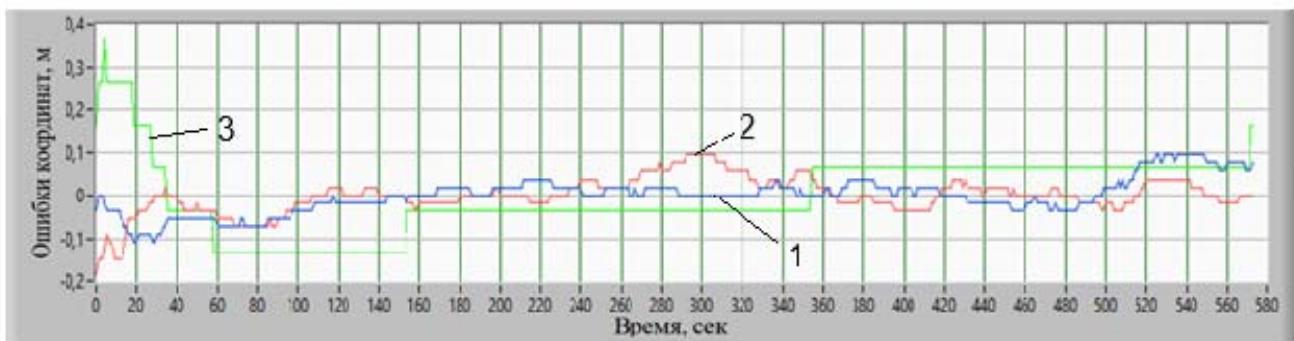


Fig. 10. Positioning errors with interference at the GLONASS frequency

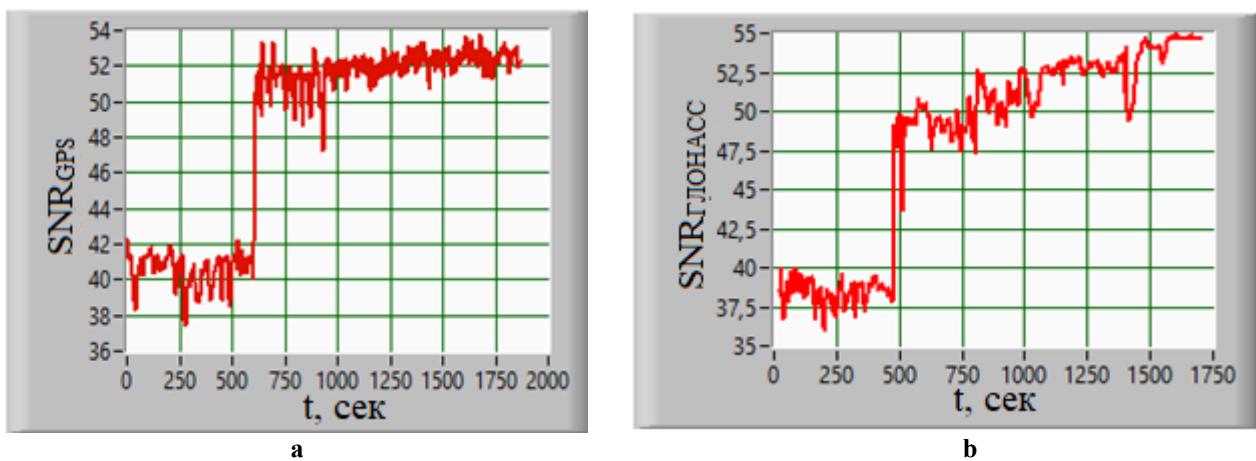


Fig. 11. The results of the experiment: *a* –  $\text{SNR}_{\text{GPS}}$ ; *b* –  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$

tracking for almost all signals from GLONASS satellites is observed.

Figure 9 shows graphs of the number of satellites  $N$  (fig. 9, *a*, *c*) used in the solution for each system and the average SNR values (fig. 9, *b*, *d*). The marked moments on the graphs for the number of satellites in the solution and for  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$  (fig. 9, *a*, *b*) are associated with a short-term cessation of the interference, which did not significantly affect the overall coordinate measurement accuracy. A significant degradation of  $\text{SNR}_{\text{GPS}}$  is not observed; therefore, the receiver operates with good coordinate determination accuracy (fig. 10, where curve 1 is error  $\delta B$ , curve 2 is error  $\delta L$ , and curve 3 is error  $\delta H$ ).

## Results of the study on the influence of a high-level spoofing signal

Setting the simulator to a high output signal level (exceeding the level of the real GNSS signal) caused an increase in  $\text{SNR}_{\text{GPS}}$  and  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$ , exceeding the established threshold of 50 dB-Hz (fig. 11, *a*, *b*). Consequently, the algorithm generated the appropriate alert message. This event is displayed on the interface of the software module developed in the LabVIEW environment (fig. 12). In a practical implementation, this message should be sent to the UAS flight controller and then via the C2 (Command and Control) link to the UAS operator's console.

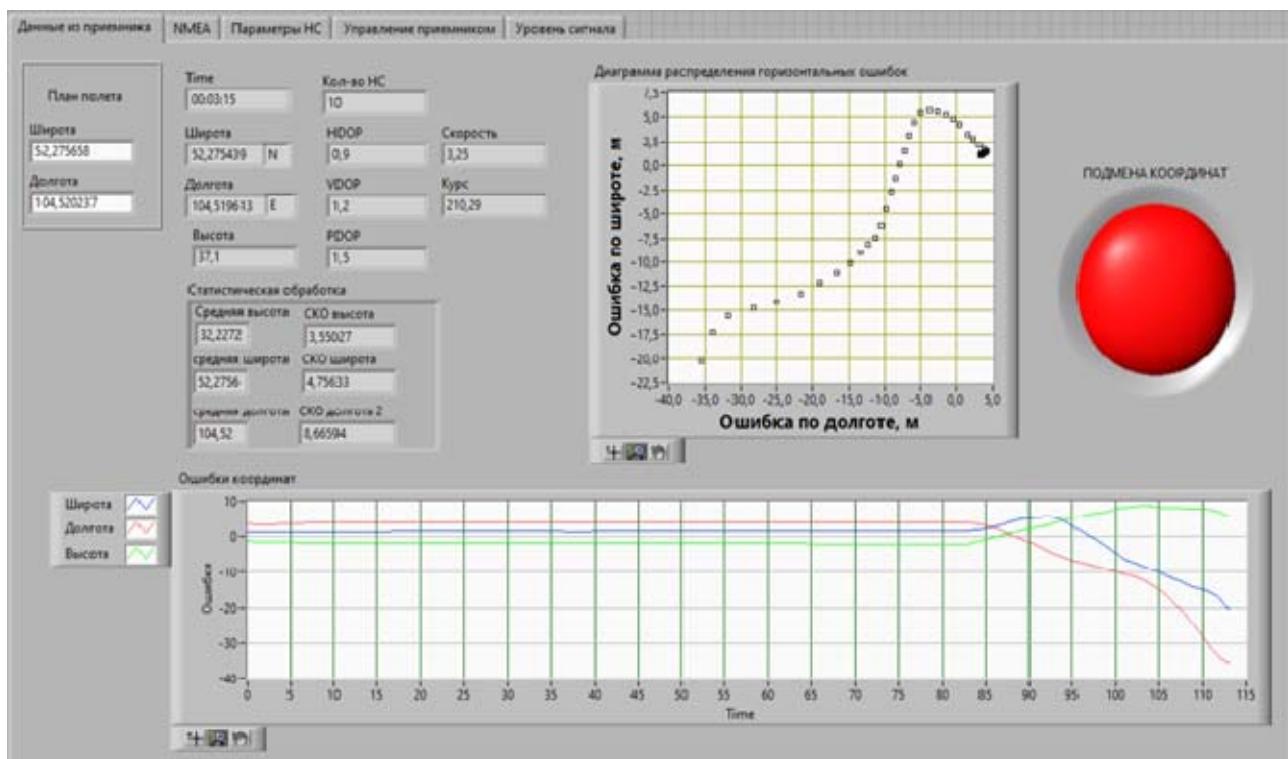


Fig. 12. The interface of the programming module

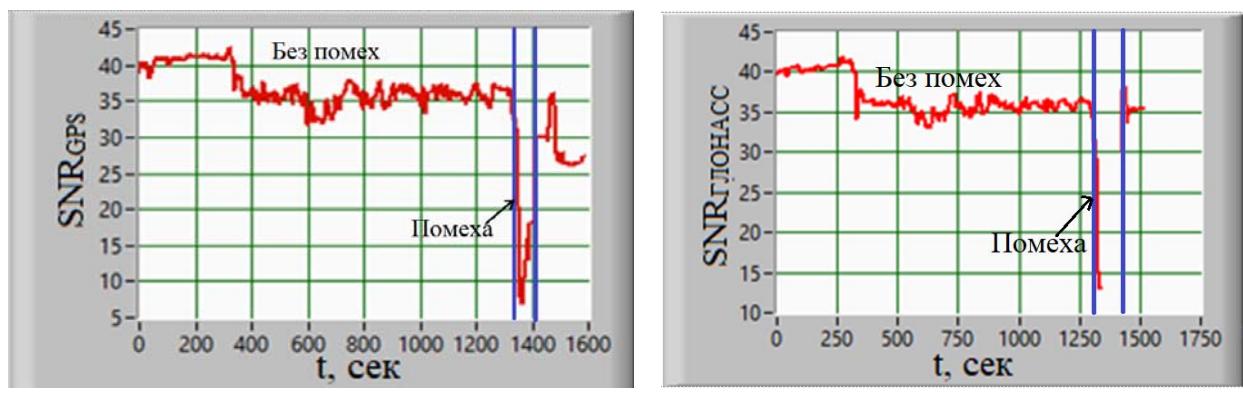


Fig. 13. The results of the experiment: *a* –  $\text{SNR}_{\text{GPS}}$ ; *b* –  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$

## Results of the Study on the Impact of Wideband Interference

Even a brief activation of powerful wideband interference leads to the complete suppression of both GPS and GLONASS satellite signals. Figure 13 shows the moment the interference signal was activated and the subsequent drop in

$\text{SNR}_{\text{GPS}}$  and  $\text{SNR}_{\text{GLONASS}}$  below the threshold value. In this case, coordinates from the GNSS receiver become unavailable, resulting in a loss of navigation and stabilization for the UAS. Consequently, the algorithm generates a message for the UAS operator, instructing them to switch to manual control of the UAS.

## Results of the Study on Meaconing Interference Leading to UAS Trajectory Deviation

At this stage, external jammers were not used. It is assumed that false GNSS signals are being fed to the receiver input, which will cause the UAS to deviate from its assigned flight route.

To test the developed algorithm, a scenario was written for the CN-3803M simulator. In this scenario, for the first two minutes, the UAS is at coordinates  $B = 52.2756^\circ$ ,  $L = 104.520237^\circ$ ,  $H = 30$  m, which match the flight plan. Subsequently, the simulator generates signals imitating UAS movement at a constant speed and a course of  $0^\circ$  (spoofing signals), corresponding to movement along a false trajectory.

When spoofing is present, the current UAS coordinates do not match the flight plan coordinates, and the coordinate spoofing indicator is activated (fig. 12).

Under real-world conditions, if this condition is met, a message will be generated for the pilot to take manual control, and data from the GNSS receiver will not be used by the UAS navigation controller. This prevents the UAS from being led astray along a false trajectory.

## Conclusion

This work presents a methodology for detecting the impact of narrowband interference, wideband interference, and spoofing signals on a GNSS receiver. An interface for a data processing program was developed for the actual ATGM336H receiver module, enabling subsequent analysis to identify the type of interference. The program interface, based on the developed algorithm, allows for generating alerts to the UAS pilot when the satellite receiver cannot be used, and for selecting a satellite system depending on the frequency of the narrowband jamming. Thus, the interference immunity of the GNSS receiver is enhanced, and the situational awareness of the UAS operator in complex jamming environments is improved.

## References

1. Tolstikov, A.S., Ushakov, A.E. (2018). Counteracting spoofing and improving the noise immunity of coordinate-time definitions of GNSS technologies. *Interekspo Geo-Sibir*, no. 9, pp. 319–327. (in Russian)
2. Arefyev, R.O., Skrypnik, O.N., Mezhetov, M.A. (2023). The research of the immunity of the multisystem GNSS receiver. *Crede Experto: transport, society, education, language*, no. 2, pp. 28–43. DOI: 10.51955/2312-1327\_2023\_2\_28 (in Russian)
3. Grant, A., Williams, P., Ward, N., Baske, S. (2009). GPS jamming and the impact on maritime navigation. *The Journal of Navigation*, vol. 62, no. 2, pp. 173–187. DOI: 10.1017/S0373463308005213
4. Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., Wasle, E. (2008). GNSS-global navigation satellite systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more. Springer Wien New York, 547 p.
5. Kaplan, E., Hegarty, C. (2005). Understanding GPS: principles and applications. 2nd ed. Artech house on Demand, 726 p.
6. Soloviev, Yu.A. (2000). Satellite navigation systems. Moscow: Eko-Trendz, 270 p. (in Russian)
7. Voznuk, V.V., Maslakov, P.A., Formin, A.V. (2016). The research of the interference immunity of users' GPS equipment based on the SDR technology. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhayskogo*, no. 650, pp. 33–40. (in Russian)
8. Glomsvoll, O., Bonenberg, L.K. (2017). GNSS jamming resilience for close to shore navigation in the Northern Sea. *The Journal of Navigation*, vol. 70, no. 1, pp. 33–48. DOI: 10.1017/S0373463316000473
9. Glomsvoll, O. (2014). Jamming of GPS & GLONASS signals. Department of Civil Engineering, Nottingham Geospatial Institute, 80 p.
10. Meng, L., Yang, L., Yang, W., Zhang, L. (2022). A survey of GNSS spoofing and anti-spoofing technology. *Remote sensing*, vol. 14, issue 19, ID: 4826. DOI: 10.3390/rs14194826 (accessed: 23.02.2025).

11. Psiaki, M.L., Humphreys, T.E. (2016). GNSS spoofing and detection. *Proceedings of the IEEE*, vol. 104, no. 6, pp. 1258–1270. DOI: 10.1109/JPROC.2016.2526658
12. Junzhi, L., Wanqing, L., Qixiang, F., Beidian, L. (2019). Research progress of GNSS spoofing and spoofing detection technology. In: *2019 IEEE 19th international conference on communication technology (ICCT)*. Xi'an, China, pp. 1360–1369. DOI: 10.1109/ICCT46805.2019.8947107
13. Radoš, K., Brkić, M., Begušić, D. (2024). Recent advances on jamming and spoofing detection in GNSS. *Sensors*, vol. 24, issue 13, ID: 4210. DOI: 10.3390/s24134210 (accessed: 23.02.2025).
14. Melnichenko, S. (2024). Spoofing – New Heights. *AviaSafety.ru*. 2024. Available at: <https://avia-safety.ru/47840/> (accessed: 23.02.2025). (in Russian)
15. Broumandan, A., Siddakatte, R., Lachapelle, G. (2017). An approach to detect GNSS spoofing. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 32, no. 8, pp. 64–75. DOI: 10.1109/MAES.2017.160190
16. Liu, Y., Li, S., Fu, Q., Liu, Z. (2018). Impact assessment of GNSS spoofing attacks on INS/GNSS integrated navigation system. *Sensors*, vol. 18, issue 5, ID: 1433. DOI: 10.3390/s18051433 (accessed: 23.02.2025).
17. Lee, D.K., Miralles, D., Akos, D. et al. (2020). Detection of GNSS spoofing using NMEA messages. In: *2020 European Navigation Conference (ENC)*, IEEE, Germany, Dresden, pp. 1–10. DOI: 10.23919/ENC48637.2020.9317470
18. Spravil, J., Hemminghaus, C., von Rechenberg, M., Padilla, E., Bauer, J. (2023). Detecting maritime GPS spoofing attacks based on NMEA sentence integrity monitoring. *Journal of Marine Science and Engineering*, vol. 11, issue 5. ID: 928. DOI: 10.3390/jmse11050928 (accessed: 23.02.2025).
19. Perov, A.I., Kharisov, V.N. (2010). GLONASS. Principles of construction and operation. 4th ed., revised and enlarged. Moscow: Radiotekhnika, 801 p. (in Russian)

## Список литературы

1. Толстиков А.С., Ушаков А.Е. Противодействие спуфингу и повышение помехоустойчивости аппаратуры потребителя глобальных навигационных спутниковых систем // Интерэкско Гео-Сибирь. 2018. № 9. С. 319–327.
2. Арефьев Р.О., Скрыпник О.Н., Межетов М.А. Исследование помехоустойчивости мультисистемного GNSS приемника // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2023. № 2. С. 28–43. DOI: 10.51955/2312-1327\_2023\_2\_28
3. Grant A. GPS jamming and the impact on maritime navigation / A. Grant, P. Williams, N. Ward, S. Baske // The Journal of Navigation. 2009. Vol. 62, no. 2. Pp. 173–187. DOI: 10.1017/S0373463308005213
4. Hofmann-Wellenhof B., Lichtenegger H., Wasle E. GNSS-global navigation satellite systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more. New York: Springer Wien, 2008. 547 p.
5. Kaplan E., Hegarty C. Understanding GPS: principles and applications. 2nd ed. Artech house on Demand, 2005. 726 p.
6. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. 270 с.
7. Вознюк В.В., Маслаков П.А., Фомин А.В. Исследование помехоустойчивости аппаратуры потребителей глобальной навигационной спутниковой системы GPS на основе технологии программного приема // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2016. № 650. С. 33–40.
8. Glomsvoll O., Bonenberg L.K. GNSS jamming resilience for close to shore navigation in the Northern Sea // The Journal of Navigation. 2017. Vol. 70, no. 1. Pp. 33–48. DOI: 10.1017/S0373463316000473
9. Glomsvoll O. Jamming of GPS & GLONASS signals. Department of Civil Engineering, Nottingham Geospatial Institute, 2014. 80 p.
10. Meng L. A survey of GNSS spoofing and anti-spoofing technology / L. Meng, L. Yang, W. Yang, L. Zhang [Электронный ресурс] // Remote sensing. 2022. Vol. 14, iss. 19. ID: 4826.

DOI: 10.3390/rs14194826 (дата обращения: 23.02.2025).

**11. Psiaki M.L., Humphreys T.E.** GNSS spoofing and detection // Proceedings of the IEEE. 2016. Vol. 104, no. 6. Pp. 1258–1270. DOI: 10.1109/JPROC.2016.2526658

**12. Junzhi L.** Research progress of GNSS spoofing and spoofing detection technology / L. Junzhi, L. Wanqing, F. Qixiang, L. Beidian // 2019 IEEE 19th International Conference on Communication Technology (ICCT). China, Xi'an, 2019. Pp. 1360–1369. DOI: 10.1109/ICCT46805.2019.8947107

**13. Radoš K., Brkić M., Begušić D.** Recent advances on jamming and spoofing detection in GNSS [Электронный ресурс] // Sensors. 2024. Vol. 24, iss. 13. ID: 4210. DOI: 10.3390/s24134210 (дата обращения: 23.02.2025).

**14. Мельниченко С.** Спупинг – новые высоты [Электронный ресурс] // AviaSafety.ru 2024. URL: <https://aviasafety.ru/47840/> (дата обращения: 23.02.2025).

**15. Broumandan A., Siddakatte R., Lachapelle G.** An approach to detect GNSS spoofing // IEEE Aerospace and Electronic Systems

Magazine. 2017. Vol. 32, no. 8. Pp. 64–75. DOI: 10.1109/MAES.2017.160190

**16. Liu Y.** Impact assessment of GNSS spoofing attacks on INS/GNSS integrated navigation system / Y. Liu, S. Li, Q. Fu, Z. Liu [Электронный ресурс] // Sensors. 2018. Vol. 18, iss. 5. ID: 1433. DOI: 10.3390/s18051433 (дата обращения: 23.02.2025).

**17. Lee D.K., Miralles D., Akos D. et al.** Detection of GNSS spoofing using NMEA messages // 2020 European Navigation Conference (ENC). IEEE, Germany, Dresden, 2020. Pp. 1–10. DOI: 10.23919/ENC48637.2020.9317470

**18. Spravil J.** Detecting maritime GPS spoofing attacks based on NMEA sentence integrity monitoring / J. Spravil, C. Hemminghaus, M. von Rechenberg, E. Padilla, J. Bauer [Электронный ресурс] // Journal of Marine Science and Engineering. 2023. Vol. 11, iss. 5. ID: 928. DOI: 10.3390/jmse11050928 (дата обращения: 23.02.2025).

**19. Перов А.И., Харисов В.Н.** ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 801 с.

## Information about the authors

**Roman O. Arefyev**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Radioelectronic Equipment Chair, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, [aqua160905@mail.ru](mailto:aqua160905@mail.ru).

**Natalya G. Arefyeva**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Radioelectronic Equipment Chair, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, [n\\_astrahanceva\\_awesome@mail.ru](mailto:n_astrahanceva_awesome@mail.ru).

**Oleg N. Skrypnik**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Organization of Traffic and Ensuring Safety in Air Transport, Belarusian State Aviation Academy, [skripnikon@yandex.ru](mailto:skripnikon@yandex.ru).

## Сведения об авторах

**Арефьев Роман Олегович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, [aqua160905@mail.ru](mailto:aqua160905@mail.ru).

**Арефьева Наталья Геннадьевна**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования Иркутского филиала МГТУ ГА, [n\\_astrahanceva\\_awesome@mail.ru](mailto:n_astrahanceva_awesome@mail.ru).

**Скрыпник Олег Николаевич**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры организации движения и обеспечения безопасности на воздушном транспорте Белорусской государственной академии авиации, skripnikon@yandex.ru.

Поступила в редакцию	27.06.2025	Received	27.06.2025
Одобрена после рецензирования	01.08.2025	Approved after reviewing	01.08.2025
Принята в печать	20.11.2025	Accepted for publication	20.11.2025

## Integrated ground movement control system at an airfield

**Е.А. Bolelov<sup>1</sup>, A.S. Borzova<sup>1</sup>, N.M. Romanenko<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

**Abstract:** The safety of the traffic of aircraft and special vehicles at an airfield is largely determined by the level of ground movement surveillance and control systems at the airfield, specifically within the airfield maneuvering zone, which includes the runway, taxiways, and apron. Modern surveillance systems, including airfield surveillance radars, airfield multi-position surveillance systems, and automatic dependent surveillance system equipment, have high tactical and technical characteristics that ensure the required level of ground traffic safety at the airfield. However, these surveillance systems are radio-based and therefore susceptible to radio interference, which can significantly worsen their performance or completely prevent their intended use. Advanced surveillance systems, particularly vibroacoustic monitoring systems, are not susceptible to radio interference and can operate in any weather and at any time of the year and day, however, they have a significant disadvantage – the inability to determine the coordinates of stationary objects at the airfield. A possible solution to the current contradiction is to integrate existing and prospective systems into a single, integrated airfield traffic monitoring and control system. This article, based on Markov theory for estimating random processes, develops algorithms for integrated processing of information on the movement of objects in the airfield area and proposes structural diagrams for an integrated airfield traffic monitoring and control system. It concludes that it is feasible to create an integrated airfield traffic monitoring and control system capable of detecting abnormal system operation.

**Key words:** overview of the airfield, integration of meters, airfield traffic control, surveillance system, vibroacoustic system, ground movement, Markov theory.

**For citation:** Bolelov, E.A., Borzova, A.S., Romanenko, N.M. (2025). Integrated ground movement control system at an airfield. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 6, pp. 25–36. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-25-36

## Комплексная система контроля наземного движения на аэродроме

**Э.А. Болелов<sup>1</sup>, А.С. Борзова<sup>1</sup>, Н.М. Романенко<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Московский государственный университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия*

**Аннотация:** Безопасность движения воздушных судов, специальных транспортных средств на аэродроме во многом определяется уровнем оснащения аэродрома системами наблюдения и контроля наземного движения на аэродроме, а именно в зоне маневрирования аэродрома, к которой относятся взлетно-посадочная полоса, рулежные дорожки, перрон. Современные системы наблюдения, которые включают радиолокаторы обзора летного поля, аэродромные многопозиционные системы наблюдения и аппаратуру системы автоматического зависимого наблюдения, обладают высокими тактико-техническими характеристиками, позволяющими обеспечивать требуемый уровень безопасности наземного движения на аэродроме. Однако перечисленные системы наблюдения являются радиотехническими системами и в связи с этим подвержены влиянию радиопомех, которые могут существенно ухудшить их тактико-технические характеристики или полностью исключить их использование по назначению. Перспективные системы наблюдения, в частности системы виброакустического контроля, не подвержены влиянию радиопомех, могут функционировать в любую погоду и в любое время года и суток, но обладают существенным недостатком – невозможностью определения координат неподвижных объектов на аэродроме. Возможным выходом из сложившегося противоречия является объединение существующих и перспективных систем в единую комплексную систему наблюдения и контроля движения на аэродроме. В статье на базе марковской теории оценивания случайных процессов разработаны алгоритмы комплексной обработки информации о движении объектов в зоне аэродрома и предложены структурные схемы комплексной системы наблюдения и контроля движения на аэродроме. Сделан вывод о

целесообразности создания комплексной системы наблюдения и контроля движения на аэродроме, обладающей возможностью обнаружения аномальной работы системы.

**Ключевые слова:** обзор летного поля, комплексирование измерителей, контроль движения на аэродроме, система наблюдения, виброакустическая система, наземное движение, марковская теория.

**Для цитирования:** Болелов Э.А., Борзова А.С., Романенко Н.М. Комплексная система контроля наземного движения на аэродроме // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 6. С. 25–36. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-25-36

## Introduction

Monitoring and surveillance of objects (aircraft, special-purpose vehicles) within the airfield maneuvering zone is performed by surveillance systems that are part of the Advanced Surface Movement Guidance and Control System (A-SMGCS). According to the ICAO classification, there are four levels of A-SMGCS functionality (internationally known as A-SMGCS – Advanced Surface Movement Guidance and Control System).

Level 1 A-SMGCS functionality includes air and ground situational awareness functions provided to the air traffic controller. A-SMGCS processes trajectory data received from coordinate and motion data meters within the airfield maneuvering zone.

The displayed information about the airfield maneuvering zone includes: aircraft stands; runway boundaries and centerlines; main taxiway boundaries and centerlines; apron boundaries; taxiway centerlines; restricted areas; aircraft and special-purpose vehicle coordinates, etc.

Implementation of Level 1 A-SMGCS functions does not require automation and is distributed between surveillance data processing tools and air traffic controller workstations.

Level 2 A-SMGCS functionality includes Level 1 A-SMGCS functions, as well as runway conflict display to the air traffic controller.

Level 3 A-SMGCS functionality includes Level 2 A-SMGCS functions, as well as:

- provision of surveillance information to all aircraft and special-purpose vehicles in the airfield maneuvering zone;
- provision of conflict information to equipped aircraft and special-purpose vehicles;
- routing functionality available to the controller.

Level 3 A-SMGCS functionality should allow every aircraft and special-purpose vehicle within the airfield maneuvering zone to have information about the location of all other aircraft and special-purpose vehicles. It should be noted that Level 3 A-SMGCS assumes that all aircraft and special-purpose vehicles moving within the airfield maneuvering zone are equipped with ADS-B automatic dependent surveillance (ADS) transponders.

Level 4 A-SMGCS functionality includes the functions of Level 3 A-SMGCS, as well as the provision of taxi route information to equipped aircraft and special-purpose vehicles, the provision of conflict information to all aircraft and special-purpose vehicles, the calculation of automatic conflict resolution options, and the provision of these to the air traffic controller.

The currently operational Vega A-SMGCS system complies with A-SMGCS Level 2 and processes information from the airfield surveillance radar (AFSR), the aerodrome surveillance radar (ASR), the aerodrome multi-position surveillance system (AMPSS), and the ADS-B system. It should be noted that information from the ASR has a low priority. The modern automated air traffic control system (ATC), “Galaktika”, operated as a backup at the Moscow ATM Center, includes A-SMGCS Level 4 functions.

Implementation of A-SMGCS Levels 2, 3, and 4 requires high-precision aircraft and special-purpose vehicle positioning, based on ICAO requirements and Eurocontrol recommendations. However, the actual accuracy of aircraft and special-purpose vehicle positioning directly depends on the accuracy of the AFSR and the AMPSS.

An analysis of the current levels of implementation of the A-SMGCS allows to conclude that AFSR, AMPSS, and ADS-B are currently used to determine the coordinates of objects in

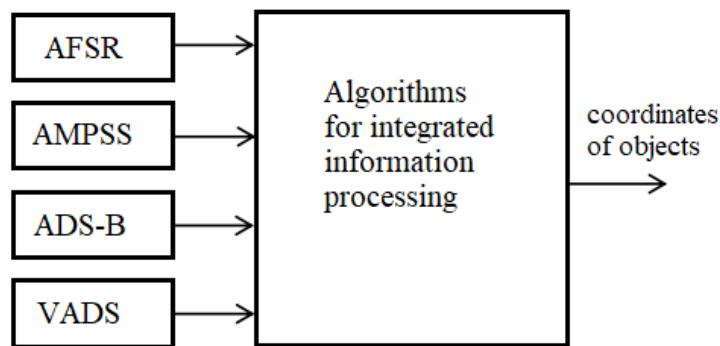


Fig. 1. Generalized structure of the A-SMGCS

the airfield maneuvering area. All of these systems are radio-based and, despite operating in various frequency ranges, have one significant disadvantage: dependence on the level of radio interference. This disadvantage can be compensated for by implementing surveillance systems the operating principle of which is based on other physical principles. Such systems include vibroacoustic motion detection and control systems (further VADS) at the airfield. A domestically developed vibroacoustic system of this type, which has successfully passed testing, is the "Topot" vibroacoustic system developed by JSC "International Aero Navigation Systems Concern". The "Topot" VADS is a set of sensitive acoustic wave sensors spaced out and located around the perimeter of the airfield maneuvering area, operating on the principle of coherent reflectometry [1–3].

The main advantage of the VADS is its independent, all-weather, automatic detection of moving aircraft, transport systems, and other objects within the aerodrome maneuvering zone. The VADS is completely interference-immune across the entire radio frequency range. However, the VADS also has several disadvantages, namely: lower accuracy compared to radio-based surveillance systems, measurement ambiguity, and, most importantly, the inability to observe and control stationary objects. Clearly, integrating surveillance systems operating on different physical principles will significantly reduce the impact of their shortcomings and improve airfield safety.

Therefore, the advanced surface movement guidance and control system (A-SMGCS) should include existing surveillance systems – the AFSR, the AMPSS, the ADS-B, and the prospective VADS system. Figure 1 shows the generalized structure of the VADS. The VADS is based on algorithms for integrated information processing (IIP) on the coordinates of objects within the aerodrome maneuvering zone.

The basis of the A-SMGCS is algorithms for integrated information processing (IIP) on the coordinates of objects in the airfield maneuvering zone. We will synthesize IIP algorithms using the Markov theory of random process estimation (MTRPE) [4, 5].

## **Mathematical models of output signals from airfield surveillance systems. Formulation of the problem of synthesizing algorithms for integrated processing of ground traffic information at an airfield**

The need for mathematical models of the output signals of airfield surveillance systems inevitably arises when developing aerodrome surveillance systems based on MTRPE methods. The more accurately the models represent the actual processes occurring in the surveillance systems (AFSR, AMPSS, ADS-B, and VADS), the more effectively the integrated information processing (IIP) algorithms based on these models will operate.

The measured value of an object's motion parameter at the output of a measuring device is often represented as [6]

$$z_u(t) = z(t) - \varepsilon_z(t), \quad (1)$$

where  $z_u(t)$  is the measured value of the parameter,  $z(t)$  is the true value of the parameter,  $\varepsilon_z(t)$  is the measuring device error.

The measuring device error generally has a constant (or slowly changing) component and a fluctuating component.

The constant component is caused, for example, by the systematic component of the measuring device's methodical error, as well as other factors. A characteristic feature of the constant (slowly changing) component of the measurement error is its slow, usually monotonic, change over time.

$$\frac{d\varepsilon_z(t)}{dt} = -\alpha_\varepsilon \varepsilon_z(t) + \sqrt{2\alpha_\varepsilon \sigma_\varepsilon^2} n_\varepsilon(t), \quad \varepsilon_z(t_0) = \varepsilon_{z0}, \quad (3)$$

where  $n_\varepsilon(t)$  is the generating white Gaussian noise.

Since the practical implementation of information processing algorithms in modern A-SMGCS systems is performed digitally, the signals, and consequently the errors at the meter's output, must be represented as recurrence relations. Expressions (1) and (3) can be written as

$$z_{uk} = z_k + \varepsilon_{zk}, \quad (4)$$

$$\varepsilon_{zk} = f_\varepsilon \varepsilon_{zk-1} + \gamma_\varepsilon n_{\varepsilon k-1}, \quad \varepsilon_{zk=0} = \varepsilon_{z0}, \quad (5)$$

where  $f_\varepsilon = e^{-\alpha_\varepsilon \Delta t}$ ;  $\gamma_\varepsilon = \sqrt{\sigma_\varepsilon^2 (1 - f_\varepsilon^2)}$ ;  $n_{\varepsilon k}$  is a random Gaussian variable with zero mathematical expectation and unit variance;  $\Delta t$  is the sampling step.

Thus, the signal at the A-SMGCS meter's output can be completely described by expressions (4) and (5).

The fluctuation component is caused by interference, instabilities in the measurement instrument, trajectory fluctuations of the observed object, etc. The fluctuation component of the parameter measurement error is unpredictable in both sign and magnitude. As studies [7–9] show, for the problem under consideration, the fluctuation component can be described with a sufficient degree of adequacy by a stationary Gaussian random process with zero mathematical expectation and a correlation function of the form

$$R_\varepsilon(\tau) = \sigma_\varepsilon^2 e^{-\alpha_\varepsilon |\tau|}, \quad (2)$$

where  $\sigma_\varepsilon^2$  is the variance of the fluctuation component of the measurement error;  $\alpha_\varepsilon$  is the fluctuation spectrum width.

According to (2), the fluctuation component of the measurement error can be described by a first-order stochastic differential equation

As shown in Figure 1, the A-SMGCS metering system includes the following surveillance systems: AFSR, AMPSS, ADS-B, and VADS. These systems determine the coordinates of objects located within the airfield maneuvering zone [10–12]. Based on (4) and (5), we write expressions for the signals at the A-SMGCS meter's outputs:

$$x_k^i = x_k + \varepsilon_{xk}^i, \quad (6)$$

$$\varepsilon_{xk}^i = f_{ex}^i \varepsilon_{xk-1}^i + \gamma_{ex}^i n_{\varepsilon k-1}^i, \quad \varepsilon_{xk=0}^i = \varepsilon_{x0}^i, \quad (7)$$

$$y_k^i = y_k + \varepsilon_{yk}^i, \quad (8)$$

$$\varepsilon_{yk}^i = f_{ey}^i \varepsilon_{yk-1}^i + \gamma_{ey}^i n_{\varepsilon k-1}^i, \quad \varepsilon_{yk=0}^i = \varepsilon_{y0}^i, \quad (9)$$

where the index  $i = 1 \dots 4$  determines the parameter's affiliation with a specific surveillance sys-

tem (AFSR, AMPSS, ADS-B, and VADS, respectively).

The output signals of the surveillance systems are determined by expressions (6)–(9). To generate models describing the change in the true values of an object's coordinates over time, it is necessary to set a hypothesis about the nature of the object's movement across the airfield maneuvering area. The object may move in a straight line (uniformly, with acceleration or deceleration) or along a curved trajectory. The object's movement patterns will vary. When constructing the A-SMGCS in this case, it is necessary to take into account the object's movement in specific airfield zones, including turns, U-turns, etc. An example of this approach to building an integrated information processing system is the Galaktika ATC surveillance data processing system, where an algorithm for estimating the object's coordinates is developed for each object's movement pattern (uniform rectilinear, accelerated rectilinear, or curvilinear). However, such an approach can hardly be considered productive. Furthermore, as shown in [13], when objects move, there are violations of the speed limit, violations of traffic patterns, non-observance of distance, etc. All this suggests that objectively there is a priori uncertainty about the nature of the movement of objects in the maneuvering area of the airfield.

The publication [5] discusses a method for overcoming a priori uncertainty about the nature of object movement. By analogy with [5], in measurement models (6), (8), we express the true coordinate values in terms of the measured values

$$x_k = x_k^i - \varepsilon_{xk}^i, \quad (10)$$

$$y_k = y_k^i - \varepsilon_{yk}^i. \quad (11)$$

Then the following equations are valid for the measurements at the output of any two surveillance systems

$$(x_k^i - \varepsilon_{xk}^i) - (x_k^{i+1} - \varepsilon_{xk}^{i+1}) = 0, \quad (12)$$

$$(y_k^i - \varepsilon_{yk}^i) - (y_k^{i+1} - \varepsilon_{yk}^{i+1}) = 0. \quad (13)$$

Rearranging the elements in equations (12) and (13) and replacing  $x_k^i - x_k^{i+1} = \Delta_{xk}^j$ ,  $y_k^i - y_k^{i+1} = \Delta_{yk}^j$  we obtain

$$\Delta_{xk}^j = \varepsilon_{xk}^i - \varepsilon_{xk}^{i+1}, \quad (14)$$

$$\Delta_{yk}^j = \varepsilon_{yk}^i - \varepsilon_{yk}^{i+1}. \quad (15)$$

Expressions (14) and (15) represent the difference between the measurements at the output of the surveillance systems, which for certainty we call the measurement difference (MD). In (14) and (15)  $j = 1, \dots, L$ , where  $L$  is the maximum possible number of MDs. For the surveillance systems under consideration  $L = 6$ , substituting (7) and (8) into (14) and (15), we obtain expressions for the MDs

$$\Delta_{xk}^j = f_{\varepsilon x}^i \varepsilon_{xk}^i + \gamma_{\varepsilon x}^i n_{\varepsilon k-1}^i - f_{\varepsilon x}^{i+1} \varepsilon_{xk}^{i+1} - \gamma_{\varepsilon x}^{i+1} n_{\varepsilon k-1}^{i+1}, \quad (16)$$

$$\Delta_{yk}^j = f_{\varepsilon y}^i \varepsilon_{yk}^i + \gamma_{\varepsilon y}^i n_{\varepsilon k-1}^i - f_{\varepsilon y}^{i+1} \varepsilon_{yk}^{i+1} - \gamma_{\varepsilon y}^{i+1} n_{\varepsilon k-1}^{i+1}. \quad (17)$$

A key feature of the functional and structural design of surveillance systems is the mutual independence of the object's coordinate measurement channels. Therefore, it is advisable to synthesize the IIP algorithms for one of the coordinate measurement channels, for example, the  $x$

coordinate. For the  $y$  channel, the algorithm will be identical. To simplify notation, the “ $x$ ” subscript is omitted.

By analyzing expressions (6)–(9) and (16), (17) as applied to the problem of synthesizing IIP algorithms based on the Markov theory of random

process estimation (MTRPE), we define the state vector whose components are subject to estimation in the A-SMGCS:

$$\mathbf{X}_k = \begin{bmatrix} \varepsilon_k^1 & \varepsilon_k^2 & \varepsilon_k^3 & \varepsilon_k^4 \end{bmatrix}^T. \quad (18)$$

The dynamics of the state vector is described by the equation:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \Phi_{XX} \mathbf{X}_k + \mathbf{G}_X \mathbf{N}_k, \quad (19)$$

where  $\Phi_{XX}$  – the state matrix, the nonzero components of which have the form:

$$\begin{aligned} \Phi_{XX}(1,1) &= f_\varepsilon^1, \quad \Phi_{XX}(2,2) = f_\varepsilon^2, \\ \Phi_{XX}(3,3) &= f_\varepsilon^3, \quad \Phi_{XX}(4,4) = f_\varepsilon^4; \end{aligned}$$

$\mathbf{G}_X$  is the disturbance matrix, the nonzero components of which have the form:

$$\begin{aligned} \mathbf{G}_X(1,1) &= \gamma_\varepsilon^1, \quad \mathbf{G}_X(2,2) = \gamma_\varepsilon^2, \\ \mathbf{G}_X(3,3) &= \gamma_\varepsilon^3, \quad \mathbf{G}_X(4,4) = \gamma_\varepsilon^4; \end{aligned}$$

$\mathbf{N}_k$  is the disturbance vector, the components of which are determined by expressions (7).

The observation vector of the A-SMGCS is defined by expressions (16)

$$\mathbf{Y}_k = \begin{bmatrix} \Delta_k^j \end{bmatrix}, j = \overline{1,6}. \quad (20)$$

The dynamics of the observation vector is described by the equation:

$$\mathbf{Y}_{k+1} = \Phi_{YX} \mathbf{X}_k + \mathbf{G}_Y \mathbf{W}_k, \quad (21)$$

where  $\Phi_{YX}$  is the observation matrix, the non-zero components of which are of the form:

$$\Phi_{YX}(1,1) = f_\varepsilon^1, \quad \Phi_{YX}(1,2) = -f_\varepsilon^2,$$

$$\begin{aligned} \Phi_{YX}(2,1) &= f_\varepsilon^1, \quad \Phi_{YX}(2,3) = -f_\varepsilon^3, \\ \Phi_{YX}(3,1) &= f_\varepsilon^1, \\ \Phi_{YX}(3,4) &= -f_\varepsilon^4, \quad \Phi_{YX}(4,2) = f_\varepsilon^2, \\ \Phi_{YX}(4,3) &= -f_\varepsilon^3, \quad \Phi_{YX}(5,2) = f_\varepsilon^2, \\ \Phi_{YX}(5,4) &= -f_\varepsilon^4, \\ \Phi_{YX}(6,3) &= f_\varepsilon^3, \quad \Phi_{YX}(6,4) = -f_\varepsilon^4; \end{aligned}$$

$\mathbf{G}_Y$  is the measurement error matrix, the nonzero components of which are of the form:

$$\begin{aligned} \mathbf{G}_Y(1,1) &= \gamma_\varepsilon^1, \quad \mathbf{G}_Y(1,2) = -\gamma_\varepsilon^2, \\ \mathbf{G}_Y(2,1) &= \gamma_\varepsilon^1, \quad \mathbf{G}_Y(2,3) = -\gamma_\varepsilon^3, \\ \mathbf{G}_Y(3,1) &= \gamma_\varepsilon^1, \\ \mathbf{G}_Y(3,4) &= -\gamma_\varepsilon^4, \quad \mathbf{G}_Y(4,2) = \gamma_\varepsilon^2, \\ \mathbf{G}_Y(4,3) &= -\gamma_\varepsilon^3, \quad \mathbf{G}_Y(5,2) = \gamma_\varepsilon^2, \\ \mathbf{G}_Y(5,4) &= -\gamma_\varepsilon^4, \\ \mathbf{G}_Y(6,3) &= -\gamma_\varepsilon^3, \quad \mathbf{G}_Y(6,4) = -\gamma_\varepsilon^4; \end{aligned}$$

$\mathbf{W}_k$  is the measurement error vector.

The task of synthesizing an optimal algorithm for complex processing of information about the movement of objects in the airfield maneuvering zone is formulated as follows [14–17]: it is required to find the optimal estimate of the state vector  $\mathbf{X}_k^*$ , satisfying the criterion of minimum estimation error variance  $\mathbf{D}_E$ . We define the estimation error as:

$$\mathbf{E}_k = \mathbf{X}_k - \mathbf{X}_k^*.$$

Then the synthesis criterion is determined by the expression:

$$\mathbf{X}_k^* : \min_{\{\hat{\mathbf{X}}\}} \mathbf{D}_E. \quad (22)$$

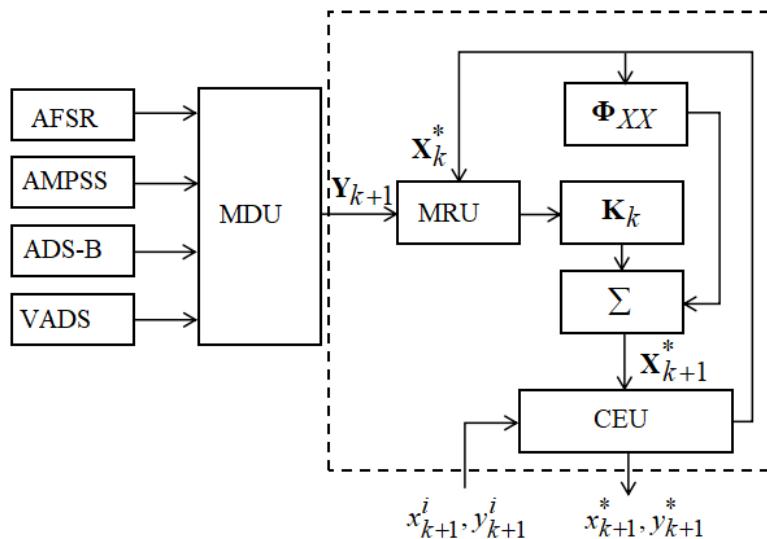


Fig. 2. Structural diagram of the A-SMGCS

### Algorithm for integrated processing of ground movement information at the airfield

In accordance with the methodology described in [5], the following algorithm was obtained based on (18)–(22) IIP:

$$\mathbf{X}_{k+1}^* = \Phi_{XX} \mathbf{X}_k^* + \mathbf{K}_{k+1} \left[ \mathbf{Y}_{k+1} - \Phi_{YX} \mathbf{X}_k^* \right], \quad (23)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \left[ \Phi_{XX} \mathbf{P}_k \Phi_{YX}^T + \mathbf{B}_{XY} \right] \left[ \Phi_{YX} \mathbf{P}_k \Phi_{YX}^T + \mathbf{B}_{YY} \right]^{-1}, \quad (24)$$

$$\mathbf{P}_{k+1} = \left[ \Phi_{XX} \mathbf{P}_k \Phi_{XX}^T + \mathbf{B}_{XX} \right] - \mathbf{K}_{k+1} \left[ \Phi_{XX} \mathbf{P}_k \Phi_{YX}^T + \mathbf{B}_{XY} \right]^T. \quad (25)$$

In the expressions presented  $\mathbf{B}_{XX} = \mathbf{G}_X \mathbf{G}_X^T$ ,  $\mathbf{B}_{XY} = \mathbf{G}_X \mathbf{G}_Y^T$ ,  $\mathbf{B}_{YY} = \mathbf{G}_Y \mathbf{G}_Y^T$ .

The expression for  $\mathbf{X}_k^*$  defines the structural diagram of the integrated A-SMGCS system, which is shown in Figure 2.

The following designations are introduced in the structural diagram: MDU – measurement differences unit; MRU – measurement residuals unit; CEU – coordinate estimation unit. Using the estimation of the state vector  $\mathbf{X}_k^*$ , the components of which are measurement errors of the observation systems (18) using expressions (10), (11), an estimate of the coordinates of

the object in the airfield maneuvering zone is formed in the CEU.

### Procedure for detecting abnormal operation of the A-SMGCS

A disadvantage of the developed IIP algorithms is that their normal operation requires the surveillance systems to be functioning properly. However, in real-world conditions, situations often arise where surveillance systems operate abnormally due to failures, malfunctions, etc., caused, for example, by deteriorating interference conditions.

A surveillance system failure is detected by its built-in control systems, after which the system's output data is not used in the A-SMGCS. In the event of a surveillance system malfunction that does not result in loss of functionality, the control system does not detect the failure, and the surveillance system's output data is used in the A-SMGCS. This leads to an increase, possibly significant, in the error in determining the object's coordinates. Cases of complete suppression of the surveillance system by interference are possible, and consequently, the inability to use its output data in the A-SMGCS. Therefore, detecting abnormal operation of a surveillance system included in the A-SMGCS is a pressing task. For this purpose, the A-SMGCS should be supplemented with a procedure for detecting abnormal operation of systems.

There are several possible approaches to developing a procedure for detecting malfunctions in a surveillance system [18–21]. Approaches involving the introduction of a random unknown vector  $\Xi_k$ , characterizing the structure and parameters of the system at each moment in time are presented in [20]. In this case, the equation of state (18) and observations (19) are dependent on the vector  $\Xi_k$  changing at random moments in time.

However, introducing the vector  $\Xi_k$  necessitates describing its dynamics over time, i.e., developing mathematical models that describe changes in the state of the surveillance system.

The simplest and at the same time most productive approach involves assessing the properties of the quadratic form of measurement residuals. As shown in [5, 8], the quadratic form of measurement residuals can be represented by the expression:

$$\eta_{k+1} = \mathbf{Z}_{k+1}^T \left[ \Phi_{YX} \mathbf{P}_k \Phi_{YX}^T + \mathbf{B}_{YY} \right]^{-1} \mathbf{Z}_{k+1}, \quad (26)$$

where  $\mathbf{Z}_{k+1} = \left[ \mathbf{Y}_{k+1} - \Phi_{YX} \mathbf{X}_k^* \right]$  is the vector of measurement residuals, distributed according to the law  $\chi_m^2$  with  $m$  – degrees of freedom, provided that all surveillance systems are operating

normally. In this case, the number  $m$  is equal to the dimension of the observation vector.

Let an event  $F_{k+1}$  be a sign of the proper operation of the entire set of information channels, then,  $P\{F_{k+1}\} = P\{a_{k+1} < \eta_{k+1} < b_{k+1}\} = 1 - q$ , where  $a_{k+1}$  and  $b_{k+1}$  are the calculated  $q$  – percentage thresholds for the random number  $\eta_{k+1}$ . Fulfillment of the condition  $\eta_{k+1} \in (a, b)$  is a sign of the normal operation of the surveillance systems, while an abnormal mode is indicated by the condition  $\eta_{k+1} \notin (a, b)$ . We can decompose (26) and determine the quadratic forms of the measurement residuals for each surveillance system included in the A-SMGCS. Then, the quadratic form applicable to each surveillance system is denoted by  $\eta_{k+1}^i$ , and the conditions for normal and abnormal mode are denoted by  $\eta_{k+1}^i \in (a^i, b^i)$  and  $\eta_{k+1}^i \notin (a^i, b^i)$ , respectively.

We introduce the parameter  $\lambda$  the value of which will be formed according to the rule

$$\lambda^i = \begin{cases} 0, & \eta_{k+1}^i \notin (a^i, b^i), \\ 1, & \eta_{k+1}^i \in (a^i, b^i). \end{cases} \quad (27)$$

Expression (27) defines the rule for detecting malfunctions in the surveillance system included in the A-SMGCS.

In the CEU, the coordinate values of objects are estimated based on measurements using the expressions:

$$y_k^{*i} = \lambda_y^i \left( y_k^i - \varepsilon_{yk}^{*i} \right), \quad (28)$$

$$x_k^{*i} = \lambda_x^i \left( x_k^i - \varepsilon_{xk}^{*i} \right). \quad (29)$$

The “ $x$ ” and “ $y$ ” indices of the parameter  $\lambda^i$  in (28) and (29) reflect the assignment of the corresponding coordinate to the measurement channel.

The structural diagram of the A-SMGCS, taking into account the procedure for detecting

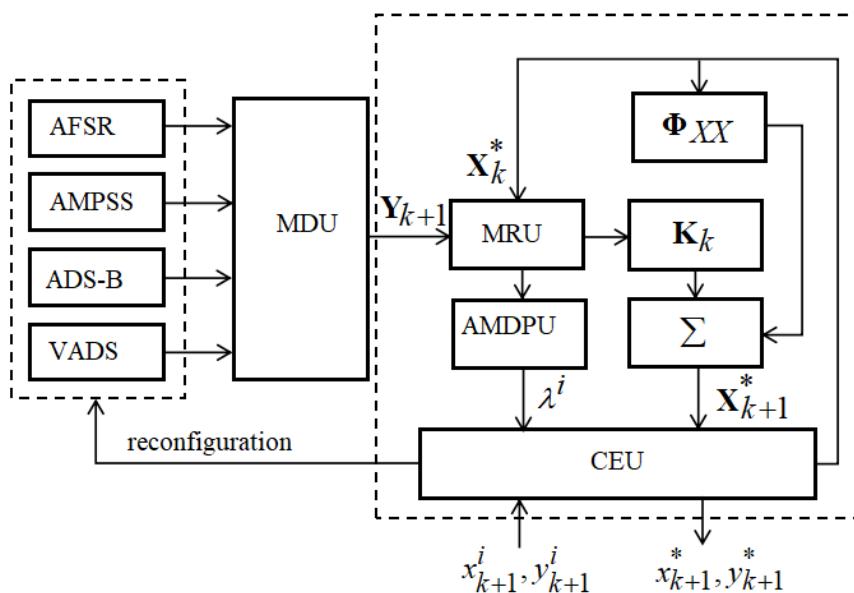


Fig. 3. Structural diagram of the A-SMGCS (with the procedure for detecting an abnormal mode)

an abnormal operating mode of the surveillance systems, is shown in Figure 3.

Figure 3 shows that after detecting an abnormal operating mode of the A-SMGCS, namely, one of the surveillance systems, the CEU generates a command to reconfigure the measuring portion of the A-SMGCS. The output data from the surveillance system affected by interference or failure are excluded from integrated processing.

## Conclusion

The resulting IIP algorithms, supplemented by a procedure for detecting abnormal operating conditions of airfield surveillance systems, make it possible to generate estimates of the coordinates of objects in the airfield maneuvering zone and reconfigure the measuring portion of the A-SMGCS.

To determine the resulting algorithms, it is advisable to refine the parameters of the mathematical models of the surveillance system output signals based on statistical data on measurement errors and evaluate the potential and actual achievable performance characteristics of the IIP algorithms using mathematical modeling.

## References

1. Alekseev, A.E., Tezadov, Y.A., Potapov, V.T. (2012). Statistics of intensity of backscattered semiconductor laser radiation in single-mode optic fiber. *Technical Physics Letters*, vol. 38, no. 1, pp. 89–92. DOI: 10.1134/S1063785012010178
2. Listvin, A.V., Listvin, V.N. (2005). Reflectometry of optical fibers. Moscow: LESARart, 150 p. (in Russian)
3. Gorshkov, B.G., Paramonov, V.M., Kurkov, A.S., Kulakov, A.T., Zazirnyi, M.V. (2006). Distributed external-action sensor based on a phase-sensitive fibre reflectometer. *Quantum Electronics*, vol. 36, no. 10, pp. 963–965. DOI: 10.1070/QE2006v036n10ABEH013273
4. Tikhonov, V.I., Mironov, M.A. (1977). Markov processes. Moscow: Sovetskoye radio, 488 p. (in Russian)
5. Yarlykov, M.S., Mironov, M.A. (1993). Markov theory of estimating random processes. Moscow: Radio i svyaz, 464 p. (in Russian)
6. Tikhonov, V.I., Kharisov, V.N. (1991). Statistical analysis and synthesis of radio engineering devices and systems. Moscow: Radio i svyaz, 608 p. (in Russian)
7. Kharin, E.G. (2002). Complex processing of information from aircraft navigation

systems. Moscow: Izdatelstvo MAI, 264 p. (in Russian)

8. **Mironov, M.A.** (2007). Detection of the property changes of observed and nonobserved stochastic processes. *Radiotekhnika*, no. 1, pp. 39–45. (in Russian)

9. **Rubtsov, V.D., Senyavsky, A.L.** (2015). Method for calculating the noise distribution and its mixture with the signal from the experimental distribution curves ispolzovaniemi envelope interference. *Informatizatsiya i svyaz*, no. 2, pp. 57–61. (in Russian)

10. **Erokhin, V.V., Lezhankin, B.V., Bolelov, E.A., Urbansky, D.Yu.** (2024). Estimation of parameters of a multi-position surveillance system based on an adaptive Kalman filter. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 46, pp. 9–19. (in Russian)

11. **Erokhin, V.V., Lezhankin, B.V., Fedorov, A.V., Urbansky, D.Y.** (2024). Algorithm for estimating aircraft coordinates in a multi-position surveillance system based on adaptive signal filtering methods. *Vestnik SPbGU GA*, no. 2 (43), pp. 114–122. (in Russian)

12. **Erokhin, V.V., Lezhankin, B.V., Malisov, N.P., Fedorov, A.V.** (2025). Algorithm of comprehensive information processing in the integrated inertial-satellite navigation system based on the adaptive extended Kalman filter. *Vestnik SPbGU GA*, no. 1 (46), pp. 117–134. (in Russian)

13. **Ivanov, R.A.** (2023). Organization special-purpose vehicles and apron mechanization equipment traffic at Pulkovo Airport (St Petersburg). *Aktualnyye issledovaniya*, no. 9 (139), pp. 17–20. (in Russian)

14. **Avramov, A.V.** (2021). Method and algorithms of complex information processing onboard the aircraft for the benefit of definition of accessory of the purposes. *Uspekhi sovremennoy radioelektroniki*, vol. 75, no. 1, pp. 86–104. DOI: 10.18127/j20700784-202101-05 (in Russian)

15. **Kuzmin, V.V., Achkasov, N.B.** (2022). The algorithm of complex estimation of spatial characteristics of objects. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskiye nauki*, no. 2, pp. 474–480. DOI: 10.24412/2071-6168-2022-2-474-480 (in Russian)

16. **Gorbai, A.R., Rasolko, N.M.** (2022). Methods of complex data processing from the radar and the air reconnaissance station of the aviation complex. *Radioengineering*, vol. 86, no. 8, pp. 96–102. DOI: 10.18127/j00338486-202208-10 (in Russian)

17. **Arasaratnam, I., Haykin, S.** (2008). Square root quadrature Kalman filtering. *IEEE Transactions on Signal Processing*, vol. 56, no. 6, pp. 2589–2593. DOI: 10.1109/TSP.2007.914964

18. **Bolelov, E.A., Sbitnev, A.V., Shalupin, S.V.** (2014). The mathematical model of the signals at the output of onboard navigation systems, taking into account their sudden failures. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 210, pp. 160–162. (in Russian)

19. **Bolelov, E.A., Tsykarev, A.V., Sbitnev, A.V.** (2015). An algorithm for monitoring the technical condition of an on-board flight and navigation complex, taking into account the information redundancy of the complex. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 222 (12), pp. 175–181. (in Russian)

20. **Grishin, Yu.P., Kazarinov, Yu.M.** (1985). Dynamic systems resistant to failures. Moscow: Radio i svyaz, 1985. 176 p. (in Russian)

21. **Sobolev, S.P.** (2007). Integrity monitoring in airborne satellite landing system. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy Rossii. Radioelektronika*, no. 4, pp. 62–70. (in Russian)

## Список литературы

1. **Алексеев А.Э., Тезадов Я.А., Потапов В.Т.** Статистика интенсивности обратно-рассеянного излучения полупроводникового лазера в одномодовом оптическом волокне // Письма в Журнал технической физики. 2012. Т. 38, № 2. С. 74–81.

2. **Листвин А.В., Листвин В.Н.** Рефлектометрия оптических волокон. М.: ЛЕСАРарт, 2005. 150 с.

3. **Горшков Б.Г.** Распределенный датчик внешнего воздействия на основе фазочувствительного волоконного рефлектометра / Б.Г. Горшков, В.М. Парамонов, А.С. Курков,

А.Т. Кулаков, М.В. Зазирный // Квантовая электроника. 2006. Т. 36, № 10. С. 963–965.

4. **Тихонов В.И., Миронов М.А.** Марковские процессы. М.: Советское радио, 1977. 488 с.

5. **Ярлыков М.С., Миронов М.А.** Марковская теория оценивания случайных процессов. М.: Радио и связь, 1993. 464 с.

6. **Тихонов В.И., Харисов В.Н.** Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. М.: Радио и связь, 1991. 608 с.

7. **Харин Е.Г.** Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2002. 264 с.

8. **Миронов М.А.** Обнаружение изменения свойств наблюдаемых и ненаблюдаемых случайных процессов // Радиотехника. 2007. № 1. С. 39–45.

9. **Рубцов В.Д., Сенявский А.Л.** Метод вычисления распределений помехи и ее смеси с сигналом с использованием экспериментальных кривых распределения огибающей помехи // Информатизация и связь. 2015. № 2. С. 57–61.

10. **Ерохин В.В.** Оценка параметров многопозиционной системы наблюдения на основе адаптивного фильтра Калмана / В.В. Ерохин, Б.В. Лежанкин, Э.А. Болелов, Д.Ю. Урбанский // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2024. № 46. С. 9–19.

11. **Лежанкин Б.В.** Алгоритм оценки координат воздушного судна в многопозиционной системе наблюдения на основе методов адаптивной фильтрации сигналов / Б.В. Лежанкин, В.В. Ерохин, А.В. Федоров, Д.Ю. Урбанский // Вестник СПбГУ ГА. 2024. № 2 (43). С. 114–122.

12. **Лежанкин Б.В.** Алгоритм комплексной обработки информации в интегрированной инерциальной-спутниковой системе навигации на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана / Б.В. Лежанкин, В.В. Ерохин, Н.П. Малисов, А.В. Федоров // Вестник СПбГУ ГА. 2025. № 1 (46). С. 117–134.

13. **Иванов Р.А.** Организация движения спектротранспорта и средств перронной механи-

зации на аэродроме Пулково (Санкт-Петербург) // Актуальные исследования. 2023. № 9 (139). С. 17–20.

14. **Аврамов А.В.** Метод и алгоритмы комплексной обработки информации на борту воздушного судна в интересах определения принадлежности целей // Успехи современной радиоэлектроники. 2021. Т. 75, № 1. С. 86–104. DOI: 10.18127/j20700784-202101-05

15. **Кузьмин В.В., Ачкасов Н.Б.** Алгоритм комплексного оценивания пространственных характеристик объектов в районе сбора информации // Известия ТулГУ. Технические науки. 2022. № 2. С. 474–480. DOI: 10.24412/2071-6168-2022-2-474-480

16. **Горбай А.Р., Расолько Н.М.** Методики комплексной обработки информации радиолокационной станцией и станцией воздушной разведки на борту авиационного комплекса // Радиотехника. 2022. Т. 86, № 8. С. 96–102. DOI: 10.18127/j00338486-202208-10

17. **Arasaratnam I., Haykin S.** Square root quadrature Kalman filtering // IEEE Transactions on Signal Processing. 2008. Vol. 56, no. 6. Pp. 2589–2593. DOI: 10.1109/TSP.2007.914964

18. **Болелов Э.А., Сбитнев А.В., Шалупин С.В.** Математическая модель сигналов на выходе бортовых радионавигационных систем, учитывающая их внезапные отказы // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 210. С. 160–162.

19. **Болелов Э.А., Цыкарев А.В., Сбитнев А.В.** Алгоритм контроля технического состояния бортового пилотажно-навигационного комплекса, учитывающий информационную избыточность комплекса // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 222 (12). С. 175–181.

20. **Гришин Ю.П., Казаринов Ю.М.** Динамические системы, устойчивые к отказам. М.: Радио и связь, 1985. 176 с.

21. **Соболев С.П.** Контроль целостности в бортовом комплексе спутниковой системы посадки // Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника. 2007. № 4. С. 62–70.

## Information about the authors

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

**Angela S. Borzova**, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Vice-Rector for Teaching, Guiding and Youth Policy, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.borzova@mstuca.ru.

**Nelly M. Romanenko**, Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, only\_n@inbox.ru.

## Сведения об авторах

**Болелов Эдуард Анатольевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, e.bolelov@mstuca.ru.

**Борзова Анжела Сергеевна**, доктор технических наук, доцент, проректор по учебно-методической работе и молодежной политике МГТУ ГА, a.borzova@mstuca.ru.

**Романенко Нелли Михайловна**, аспирант МГТУ ГА, only\_n@inbox.ru.

Поступила в редакцию	31.03.2025	Received	31.03.2025
Одобрена после рецензирования	17.06.2025	Approved after reviewing	17.06.2025
Принята в печать	20.11.2025	Accepted for publication	20.11.2025

## К вопросу идентификации параметров полной модели литийионных аккумуляторов, полученной методом математического прототипирования энергетических процессов

С.И. Гавриленков<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия

**Аннотация:** В работе рассматривается проблема идентификации параметров полной математической модели литийионных аккумуляторов (ЛИА), построенной на основе метода математического прототипирования энергетических процессов (ММПЭП). Актуальность темы обусловлена растущим применением ЛИА в авиации, в том числе в беспилотных авиационных системах, и необходимостью обеспечения надежности и долговечности аккумуляторов за счет точного прогнозирования их характеристик. Описан подход ММПЭП, который позволяет получать модели, строго соответствующие законам сохранения энергии и законам термодинамики, а также учитывать физико-химические особенности конкретных аккумуляторов. Особое внимание уделяется этапам идентификации параметров модели – от первичного приближения на основе экспериментальных данных до дальнейшей оптимизации с помощью современных численных методов и алгоритмов машинного обучения. Проводится анализ современных инструментов для идентификации параметров, включая алгоритмы XGBoost, Random Forest и нейронные сети. Описан опыт построения и обучения инверсной нейронной сети на синтетических данных, сгенерированных на основе полной модели ЛИА, и отмечены особенности подготовки и отбора обучающих данных для улучшения качества предсказаний. Проведен анализ чувствительности модели к различным параметрам, что позволило выделить наиболее значимые параметры для последующей идентификации и повышения точности диагностики состояния аккумуляторов. Представлена архитектура нейронной сети, сочетающая обработку временных рядов и статических признаков, и показаны результаты экспериментов по предсказанию ключевых параметров ЛИА. Отмечено, что полученная нейронная сеть может быть полезна на этапе грубой идентификации параметров, а дальнейшее развитие данного направления связано с использованием более сложных архитектур и интеграции физически информированных подходов для получения более точных математических моделей, которые могут быть положены в основу создания цифровых двойников литийионных аккумуляторов.

**Ключевые слова:** литийионный аккумулятор, метод математического прототипирования энергетических процессов, идентификация параметров, нейронные сети, анализ чувствительности.

**Для цитирования:** Гавриленков С.И. К вопросу идентификации параметров полной модели литийионных аккумуляторов, полученной методом математического прототипирования энергетических процессов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 6. С. 37–52. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-37-52

## On the issue of identifying the parameters of the complete model of lithium-ion batteries obtained through the method of mathematical prototyping of energy processes

S.I. Gavrilenkov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

**Abstract:** This paper examines the problem of identifying the parameters of a complete mathematical model of lithium-ion batteries (LIBs), based on the Method of Mathematical Prototyping of Energy Processes (MMPEP). The relevance of this topic is due to the increasing use of LIBs in aviation, including unmanned aerial systems, and the necessity to ensure the reliability and

durability of batteries through accurate prediction of their characteristics. The MMPEP approach is outlined, which makes it possible to obtain models that rigorously comply with the laws of energy conservation and thermodynamics, while also considering the physicochemical characteristics of specific batteries. Particular focus is given to the stages of model parameter identification – from initial approximation based on experimental data to further optimization using modern numerical methods and machine learning algorithms. The study analyzes current tools for parameter identification, including XGBoost, Random Forest, and neural networks. It describes the development and training of an inverse neural network on synthetic data generated from the complete LIB model, and highlights the features of preparing and selecting strategies to improve prediction quality. A sensitivity analysis of the model to the various parameters is conducted, thereby enabling more targeted identification and improving the accuracy of battery diagnostics. The neural network architecture combining time-series processing and static features is presented, along with the results of experiments predicting key LIB parameters. It is noted that the obtained neural network can be useful in the rough parameter identification stage, whereas further developments will involve more complex architectures and integration of physically informed approaches to achieve more accurate mathematical models that can serve as the basis for creating digital twins of lithium-ion batteries.

**Key words:** lithium-ion battery, method of mathematical prototyping of energy processes, parameter identification, neural networks, sensitivity analysis.

**For citation:** Gavrilenkov, S.I. (2025). On the issue of identifying the parameters of the complete model of lithium-ion batteries obtained through the method of mathematical prototyping of energy processes. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 6, pp. 37–52. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-37-52

## Введение

В последние годы литийионные аккумуляторы (ЛИА) получили широкое распространение в самых различных областях: от потребительской электроники до авиационной и космической промышленности. Высокие удельные энергетические показатели делают такие аккумуляторы особенно привлекательными для систем, требующих надежного и долговечного источника питания [1, 2]. Однако эффективное использование ЛИА подразумевает детальное понимание протекающих в них физических и химических процессов, а также постоянный мониторинг их текущего состояния для своевременного диагностирования и прогнозирования остаточной емкости и остаточного ресурса при разных режимах работы [3, 4].

Одним из перспективных методов диагностирования ЛИА является построение полной математической модели ЛИА, отражающей ключевые механизмы взаимодействия внутри ячейки: от кинетики электродных реакций до динамики распределения заряда на двойных слоях [5]. Такая математическая модель может быть основой цифрового двойника ЛИА [6]. Этот подход целесообразен при проектировании систем управления зарядом-разрядом, а также при реализации алгоритмов диагностирования и продления ресурса [1].

Для получения корректной математической модели ЛИА может применяться метод математического прототипирования энергетических процессов (ММПЭП) [5, 7, 8]. Он представляет собой единый формализм, основанный на законах механики, электродинамики и современной неравновесной термодинамики, позволяющий строить уравнения динамик процессов различной физической и химической природы. В рамках ММПЭП параметры аккумулятора не сводятся к абстрактным коэффициентам в эмпирических выражениях, а выводятся на основании физико-химических закономерностей и законов сохранения [7].

Вместе с тем для реальной эксплуатации важнейшей задачей является идентификация конкретных численных значений параметров полученной ММПЭП модели применительно к конкретному экземпляру ЛИА. В основу идентификации положено сопоставление результатов вычислительного эксперимента с экспериментальными данными реальных ЛИА [9]. Однако, учитывая существенную нелинейность, а нередко и высокую размерность полной модели ЛИА, наиболее целесообразным является обучение нейронной сети для параметров полной модели ЛИА. Нейросеть в этом случае имеет смысл интегрировать с полной моделью ЛИА [10].

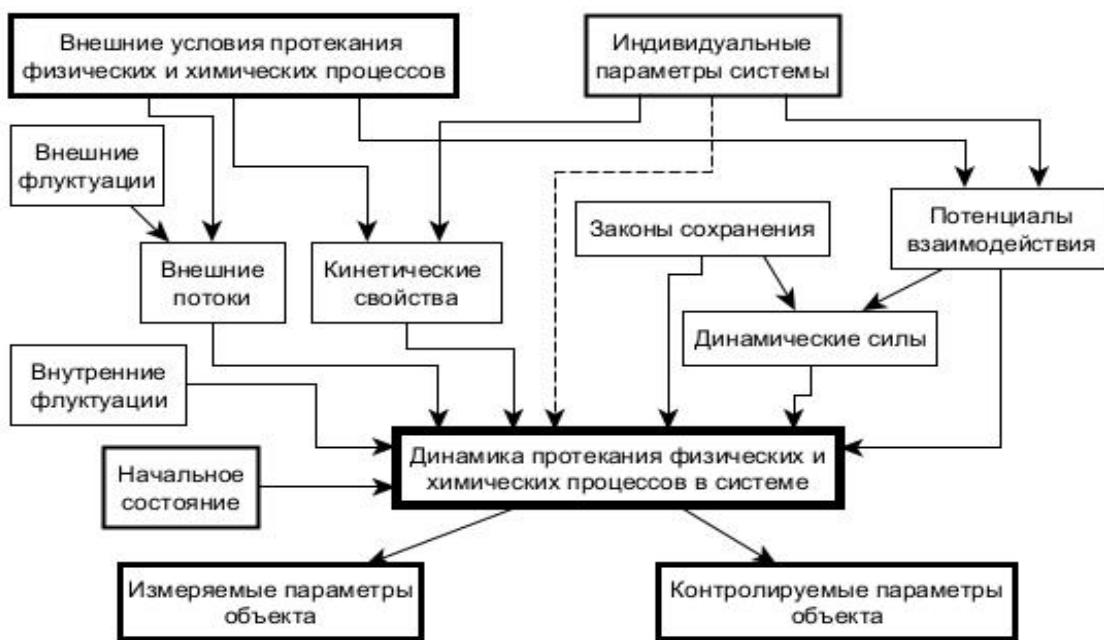


Рис. 1. Математическая модель системы для решения практических задач.

Пунктиром показаны задания аналитического решения

Fig. 1. Mathematical model of the system for solving practical problems.

The dashed line shows the tasks of the analytical solution

Целью данной статьи является анализ методов идентификации параметров полной модели ЛИА, построенной ММПЭП, в том числе и с использованием нейронных сетей. Предполагается, что результаты работы будут способствовать созданию более точных алгоритмов диагностики и прогнозирования ресурса литийионных аккумуляторов для широкого круга приложений.

## Описание модели на основе метода математического прототипирования

ММПЭП представляет собой единый формализм, позволяющий строить уравнения динамики физических и химических систем, не противоречащие законам сохранения и термодинамики [5, 11]. Факторы, определяющие динамику физических и химических процессов, показаны на рис. 1. Для получения уравнений ММПЭП в численном виде задаются функциональные разложения для свойств веществ и процессов рассматриваемой системы с точностью до экспериментально исследуемых постоянных коэффициентов с учетом

соответствующих ограничений [3, 12]. Затем на основе результатов моделирования динамики строится динамика измеряемых и контролируемых параметров.

ММПЭП была построена полная модель ЛИА и выполнена ее программная реализация [4]. На вход упомянутой программной реализации подаются параметры функциональных разложений свойств веществ и процессов в ЛИА, его начальное состояние и температура окружающей среды [4]. На выходе программа возвращает динамики напряжения на клеммах, температуры внутреннего содержимого ЛИА, напряжений двойных слоев и мембранны, то есть моделирует поведение аккумулятора во времени и сохраняет результаты [4]. Полученная в [4] модель ЛИА включает более 60 независимых коэффициентов.

Каждый из упомянутых параметров полной модели ЛИА либо напрямую связывается с физическими величинами (емкости, ЭДС, сопротивления двойных слоев и мембранны), либо является поправочным множителем/дополнительным коэффициентом, уточняющим поведение системы в разных диапазонах за-

ряда, тока и температуры [4]. Предложенная в [4] полная модель ЛИА обеспечивает физическую корректность (не противоречит законам сохранения энергии и термодинамики) и требуемую точность при наличии достаточного числа экспериментальных данных.

Для численной реализации построенной в [4] полной модели ЛИА возникает задача идентификации ее параметров. На практике параметрическая идентификация может быть разбита на два этапа:

этап 1 – первичное приближение параметров. Целью этапа является получение грубых, но осмысленных стартовых значений параметров математической модели на основе анализа измеренных характеристик аккумулятора (например,  $U(t)$ ,  $I(t)$ ,  $T(t)$ );

этап 2 – оптимизация параметров. После получения стартовых значений они уточняются с использованием численных оптимизаторов, минимизирующих отклонение расчетной модели от экспериментальных данных. Например, можно использовать градиентные методы, такие как LBFGS и Adam [13, 14], или метод байесовской калибровки на основе методов MCMC/NUTS [15].

Второй задачей является получение упрощенных аналитических выражений с коэффициентами для конкретного реального аккумулятора, используя методы символьной регрессии [12]. Этот этап направлен на создание упрощенной аналитической модели, которая аппроксимирует поведение ЛИА на основе ранее идентифицированных параметров, полученных методом математического прототипирования энергетических процессов. Такие упрощенные аналитические модели строятся путем кусочно-аналитического упрощения исходных дифференциальных уравнений, полученных методом математического прототипирования, с последующей идентификацией постоянных коэффициентов модели из экспериментальных данных. Подобный подход обеспечивает минимальные вычислительные затраты и является основой для построения эффективных цифровых двойников, пригодных для задач мониторинга и управления аккумуляторами в реальном времени [16].

Для первичной оценки параметров модели по наблюдаемым данным рассмотрим следующие группы методов.

XGBoost (Extreme Gradient Boosting) представляет собой ансамблевый метод машинного обучения, основанный на градиентном бустинге деревьев решений. Он активно используется для задач регрессии и прогнозирования состояний литийионных аккумуляторов, таких как оценка состояния здоровья (State of Health, SOH) и остаточного ресурса (Remaining Useful Life, RUL). В задачах параметрической идентификации аккумуляторов XGBoost применяется для построения инверсных регрессоров, обучаемых на синтетических наборах данных формата «динамика системы → параметры аккумулятора» [17, 18]. Настоящий подход обеспечивает высокую скорость вычислений и устойчивость к шумовым данным, однако не учитывает физические ограничения модели. Это может привести к появлению физически некорректных значений параметров при экспрополяции на условия, не входящие в обучающую выборку.

Random Forest (случайный лес) также является ансамблевым методом, который основывается на построении множества случайных деревьев решений с последующим их усреднением (голосованием). Несмотря на высокую точность при небольшом объеме данных и устойчивость к переобучению, его возможности в задачах точной параметрической идентификации ограничены. Это связано с отсутствием встроенного физического описания изучаемых процессов и относительно высокими требованиями к оперативной памяти при работе с большим числом признаков [19]. XGBoost и Random Forest – универсальные табличные ансамбли: хорошо работают на статических признаках, но не умеют извлекать закономерности во времени без предварительного агрегирования или созданных вручную признаков.

Инверсные нейронные сети INN (Inverse Neural Networks) применяются для решения обратной задачи, где входом служат временные ряды ( $U$ ,  $I$ ,  $T$ ), а выходом – параметры аккумулятора ( $\theta$ ). Особый интерес представ-

ляют физически информированные нейронные сети (PINNs), которые учитывают в процессе обучения физические законы, например уравнения теплопереноса и баланса заряда. PINN-архитектуры обучаются так, чтобы предсказания не только соответствовали эксперименту, но и удовлетворяли системе дифференциальных уравнений [20, 21]. Это делает их особенно подходящими для задач параметрической идентификации аккумуляторов, позволяя избежать физически некорректных решений. PINN особенно эффективны для задач, где доступны неполные данные, и они обеспечивают интерпретируемость, что важно для инженерных приложений.

Исследования показывают, что инверсные нейронные сети, особенно физически информированные нейронные сети (PINN), вероятно, наиболее подходящий выбор. Они интегрируют физические законы, такие как дифференциальные уравнения, в процесс обучения, что делает их эффективными для сложных задач параметрической оценки. Они продемонстрировали эффективность в оценке состояния заряда (SOC) и состояния здоровья (SOH), что связано с параметрами модели [20].

В сравнительных исследованиях нейронные сети с ансамблевым обучением и трансферным обучением (DCNN-ETL) показали лучшую точность и устойчивость по сравнению с Random Forest Regression, что подтверждает преимущество нейронных сетей для задач, связанных с состоянием батареи [19, 22].

Физически информированные нейронные сети довольно сложны в реализации, требуют специальных навыков в программировании, поэтому автором для решения задачи первичного приближения параметров была предпринята попытка создания более простой инверсной нейронной сети для задач параметрической идентификации. Комплекс программ, реализующих эту идею, получен с использованием LLM (большие языковые модели) Grok, ChatGPT o3, ChatGPT o4-mini-high, DeepSeek r1.

Для создания и обучения нейронных сетей критически важным является правильно подготовленные данные. Такие данные были по-

лучены из программной реализации модели литийионного аккумулятора, описанного выше.

Набор данных представляет собой разрядные характеристики, полученные при различных (случайных) параметрах модели литийионного аккумулятора. Для получения случайных параметров ЛИА была создана программа генерации параметров. Генератор параметров литийионного аккумулятора строится по принципу случайного выбора значений из заданных диапазонов с последующей фильтрацией или корректировкой тех параметров, которые нарушают физические или инженерные ограничения. Такой подход позволяет автоматизировать процесс формирования массивов данных для моделирования или обучения, исключая непригодные или противоречивые варианты. В начале каждый параметр выбирается из диапазона  $p_i = [\min_i, \max_i]$  с равномерным распределением  $p_i \sim U[\min_i, \max_i]$ . Затем набор проверяется по ряду физических соотношений (табл. 1). В случае несоответствия значения корректируются или отклоняются, и набор параметров формируется заново. В результате сохраняется баланс между охватом пространства параметров и соответствия физико-химическим процессам.

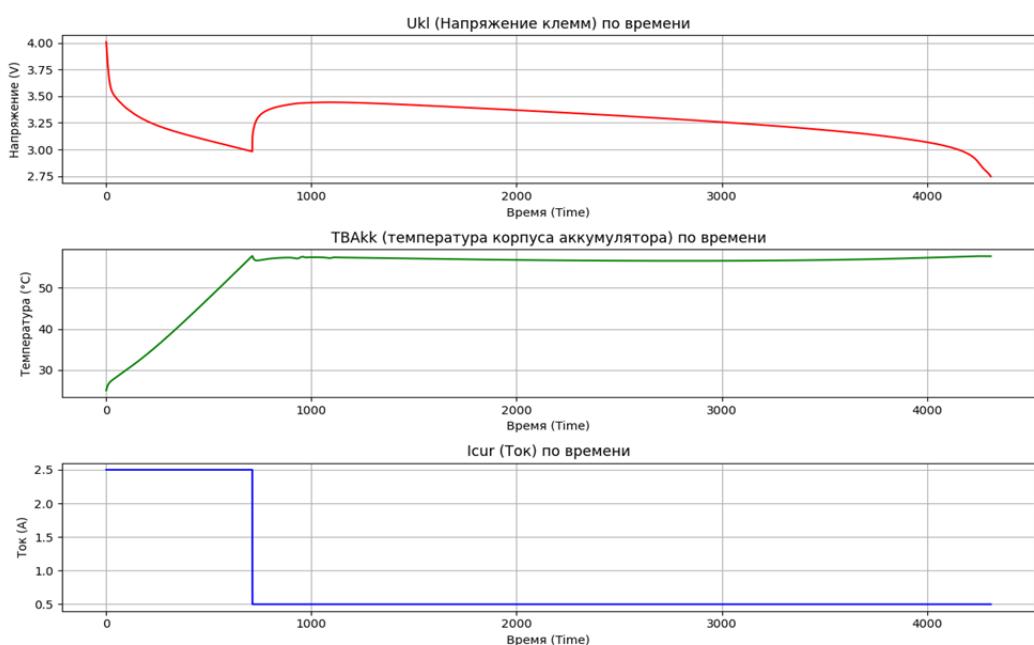
После получения разрядных характеристик каждого аккумулятора по полученным генерированным параметрам, встает вопрос оптимизации данных для обучения нейросети. С целью экономии вычислительных ресурсов производился отбор наиболее информативных сегментов данных. Для этих целей был реализован алгоритм автоматической обработки файлов, содержащих разрядные характеристики, извлекающий участки с наибольшей динамической активностью по напряжению и току. Это необходимо для формирования выборки, акцентированной на ключевых переходных процессах внутри аккумулятора.

Для каждого временного ряда выполняется извлечение трех ключевых сегментов – наблюдаемых параметров (рис. 2).

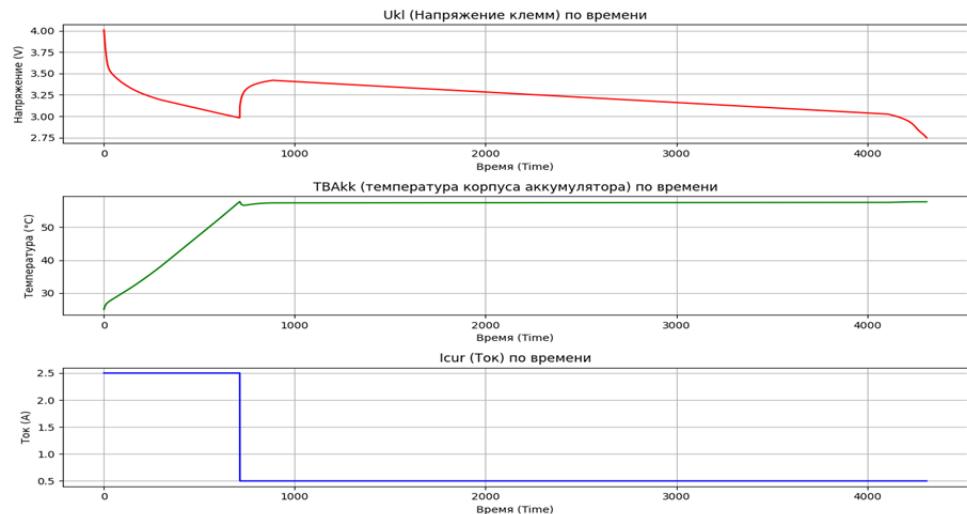
Таблица 1  
Table 1

Физические ограничения генератора параметров  
Physical limitations of the parameter generator

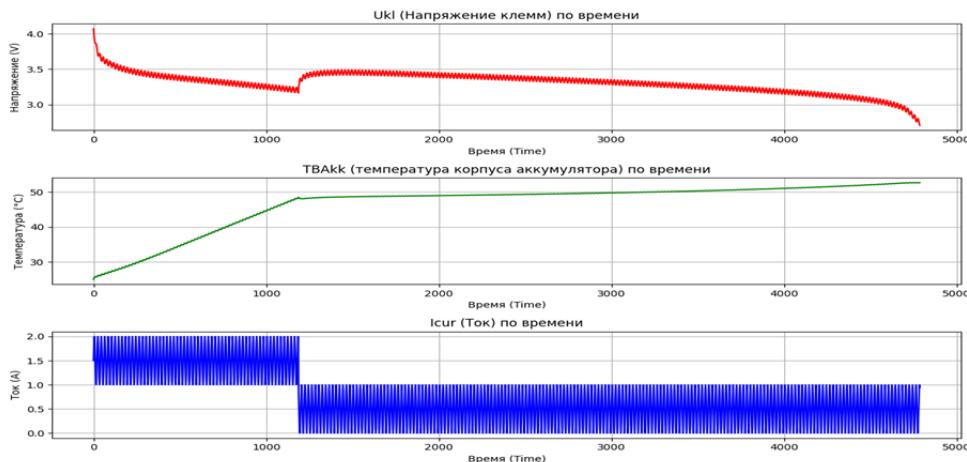
	Параметры	Формула ограничения	Физический смысл
1	$E_{binpC}, E_{binpD}$	$E_{binpC} > E_{binpD} + 0.05$	Заряженное состояние должно иметь большую ЭДС
2	$E_{binnC}, E_{binnD}$	$E_{binnC} > E_{binnD} + 0.05$	То же для отрицательного слоя
3	$E_{binpC}, E_{binnC}$	$E_{binpC} + E_{binnC} \geq 3.0 \text{ В}$	Минимальное напряжение заряженной ячейки
4	$R_{bin0p}, C_{bin0p}$	$R_{bin0p} \cdot C_{bin0p} < 100$	Ограничение на постоянную времени
5	$C_{InAkk}, C_{BAkk}$	$C_{InAkk} \geq 5 \cdot C_{BAkk}$	Теплоёмкость содержимого должна быть больше теплоёмкости корпуса
6	$K_{InAkk}, K_{BAkk}$	$K_{InAkk} > K_{BAkk} + 0.01$	Эффективная теплопередача внутри батареи
7	$\alpha_{RTp}, \alpha_{RTn}, \alpha_{RTm}$	$5\alpha_{RTm} \leq \alpha_{RTp}, \alpha_{RTn} \leq 10\alpha_{RTm}$	Электроды чувствительнее к температуре, чем мембрана
8	$\beta_i$	$ \beta_i  \leq 0.1 \cdot \alpha_i$	Ограничение поправок 2-3-го порядка
9	$R_{kl}, R_{bin0p}, R_{bin0n}$	$R_{kl} < \min(R_{bin0p}, R_{bin0n}) / 10$	Клеммы почти не вносят сопротивление
10	$T_{InAkk0}, T_{BAkk0}$	$ T_{InAkk0} - T_{BAkk0}  \leq 20^\circ\text{C}$	Реалистичное температурное распределение
11	$R_{bin0n}, C_{bin0n}$	$R_{bin0n} \cdot C_{bin0n} < 200$	Ограничение на время отклика отрицательного слоя



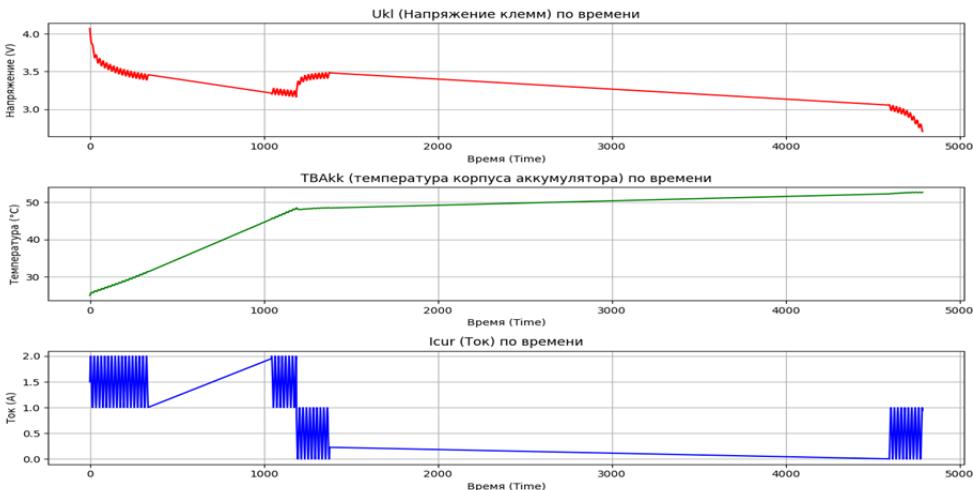
а



6



Б



Г

Рис. 2. а – данные моделирования; б – данные моделирования после обработки; в – моделирование с переменной составляющей; г – данные моделирования после обработки

Fig. 2. а – modeling data; б – modeling data after processing; в – modeling with a variable component; г – modeling data after processing

В случае несоответствия значения корректируются или отклоняются и набор параметров формируется заново. В результате сохраняется баланс между охватом пространства параметров и соответствием физико-химическим процессам.

Один сегмент по току:  $d_t = |x_t - x_{t-1}|$ ,  $d_0 = 0$  – модуль разности между соседними значениями сигнала. Поиск максимума  $t^* = \operatorname{argmax} S_t$ . Нахождение точки с наибольшими изменениями. Формирование отрезка  $t_{\text{start}} = \max(0, t^* - \left\lfloor \frac{w}{2} \right\rfloor)$ ,  $t_{\text{end}} = t_{\text{start}} + w$ . Выделение отрезка длины  $w$  вокруг максимума.

Два сегмента, соответствующих максимальному изменению напряжения (один в первой половине записи, другой – во второй):

$$S_t = \sum_{k=-[w/2]}^{w/2} d_{t+k}.$$

Суммирование изменений внутри окна длиной  $w$ . Все отобранные сегменты по времени объединяются, формируется итоговая таблица с привязкой к параметрам аккумулятора и метаданными.

$$Ukl_{\text{sum}_{\text{diff}}} = \sum_{i=1}^N (Ukl_{\text{mod}}(t_i) - Ukl_{\text{ref}}(t_i));$$

$$Tbakk_{\text{sum}_{\text{diff}}} = \int_{t_0}^{t_f} [Tbakk_{\text{mod}}(t_i) - Tbakk_{\text{ref}}(t_i)] dt.$$

Изменение производится поочередно для каждого параметра. Программа вычисляет участки максимального влияния каждого параметра и количественные различия между эталонной и модифицированной группами. Это позволяет определить наиболее значи-

## Анализ чувствительности параметров

Одной из основных задач при анализе поведения модели литийионного аккумулятора на основе метода математического моделирования энергетических процессов является оценка чувствительности выходных характеристик модели к изменению ее параметров. Это позволяет выявить наиболее влиятельные параметры, точность предсказания которых станет важным критерием эффективности нейросети.

Для фиксированного режима тока и эталонного аккумулятора  $A_{\text{ref}}$  с параметрами  $\theta_{\text{ref}}$  моделируется временной ряд напряжения на клеммах  $Ukl_{\text{ref}}(t)$  и температуры корпуса аккумулятора  $Tbakk_{\text{ref}}(t)$ . Аналогично для аккумулятора  $A_{\text{mod}}$ , в котором один из параметров модели изменен на  $\pm 10\%$ , формируются временные ряды  $Ukl_{\text{mod}}(t)$  и  $Tbakk_{\text{mod}}(t)$ . На основе этих данных вычисляются интегральные разности:

мые параметры, снизить размерность задачи идентификации и повысить точность дальнейшего анализа. Таким образом был выявлен ряд параметров наибольшего влияния на изменение напряжения и температуры аккумулятора (рис. 3).

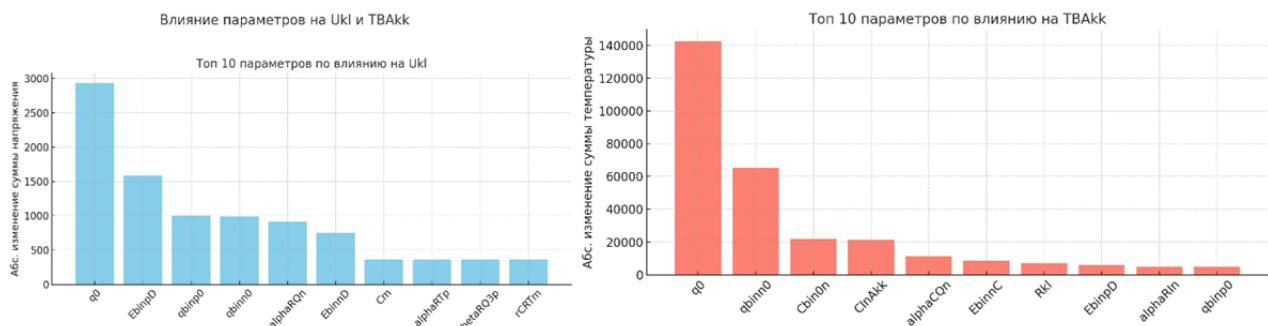


Рис. 3. Влияние параметров  
Fig. 3. Impact of the parameters

Однако следует учесть, что при изменении только  $i$ -го параметра на  $\pm 10\%$  оценивается только локальная чувствительность «один к одному» и игнорируется любое кроссвзаимодействие параметров. В много-параметрической среде это может привести к «скрытому раскачиванию»: два (или больше) коэффициента изменяют напряжение в противофазе, их индивидуальные интегральные эффекты велики, но совместное действие практически взаимокомпенсируется, и ранжирование по  $\Delta_i$  дает неточную картину влияния. В дальнейших исследованиях планируется учесть взаимосвязь параметров при идентификации, чтобы «скрытое раскачивание» не перекочевало в нейронную сеть.

После подготовки данных были сформулированы следующие параметры нейронной сети.

На вход подаются динамические характеристики (временные ряды напряжения на клеммах аккумулятора (Ukl), температура аккумулятора (TBAkk), ток нагрузки (Icur), температура окружающей среды (Tokr). Эти временные ряды являются наблюдаемыми: они непрерывно измеряются установленными на аккумуляторе датчиками и поступают в нейронную сеть как известные входные сигналы; их значения не входят в вектор идентифицируемых параметров. Также подаются статические начальные параметры (не изменяющиеся во времени) начальная внутренняя температура аккумулятора (TInAkk0), начальная температура батареи (TBAkk0), начальный заряд аккумулятора (q0).

Для улучшения информативности входных данных были сформированы дополнительные признаки, такие как произведения напряжения и тока, разность температур, произведения времени на ток и напряжение, а также дискретные метки фрагментов временных рядов. Подготовленные данные были подвергнуты масштабированию при помощи алгоритмов стандартизации (StandardScaler), что способствует стабильности обучения и улучшению точности модели.

## Архитектура нейронной сети

Используемая архитектура сочетает временные признаки (напряжение, ток, температура) с дополнительными статическими характеристиками и позволяет оценить физически осмысленные параметры батареи, такие как емкости двойных слоев, сопротивления, коэффициенты теплопередачи, параметры мембранны и др. Реализация использует сверточные, рекуррентные и attention-слои, а также стандартизацию входных данных, маскирование и смешанную точность вычислений (рис. 4).

### Входные параметры:

$X^{(dyn)} = \{Ukl(t), TBakk(t), Icur(t), Tokr(t), t_{norm}(t)\}$  – временные (динамические) параметры, где  $Ukl$  – напряжение на клеммах аккумулятора,  $TBakk$  – температура корпуса аккумулятора,  $Icur$  – ток разряда,  $Tokr(t)$  – температура окружающей среды,  $t_{norm}(t)$  – нормализованное время.

Neural Network Architecture: Dynamic and Static Input Fusion

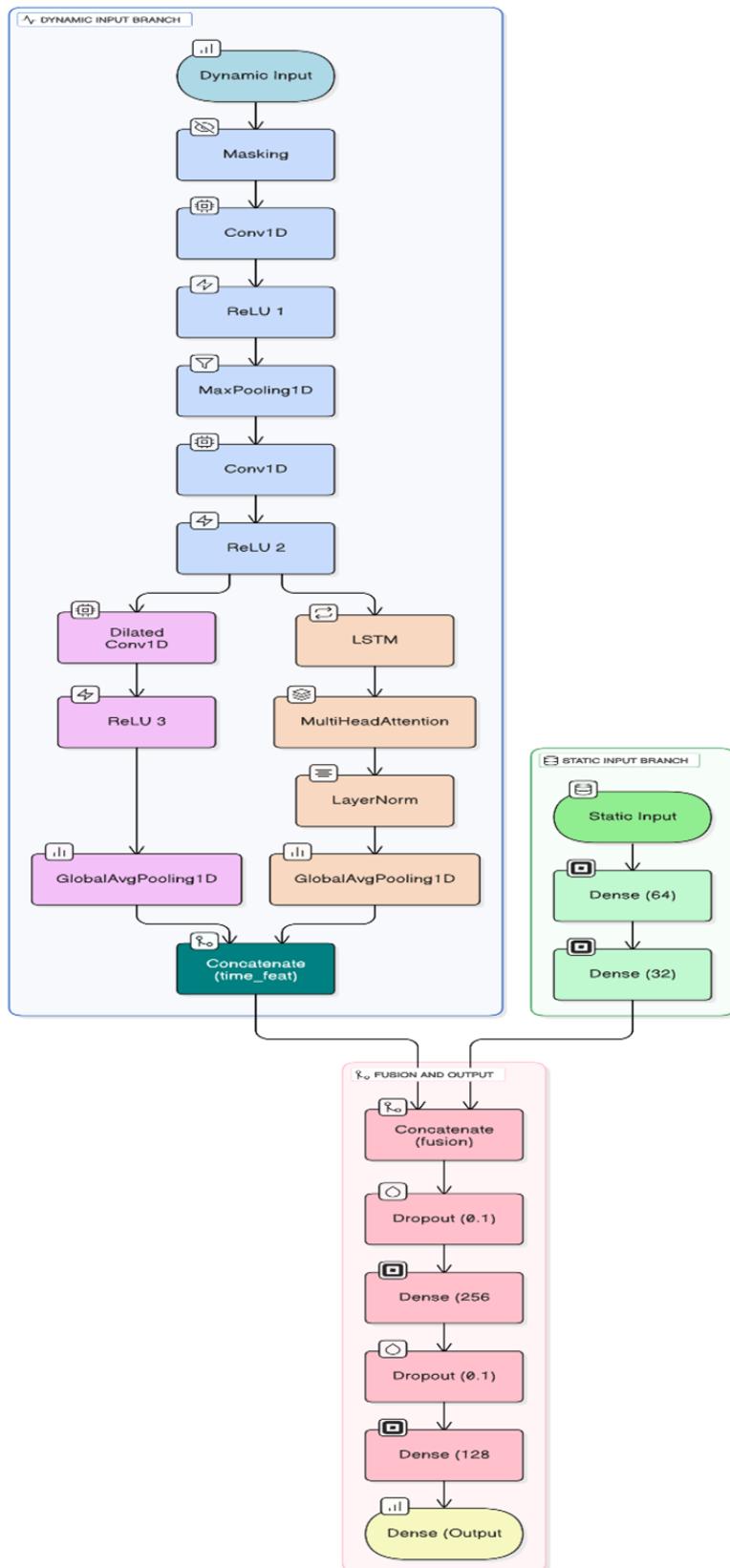


Рис. 4. Структура нейронной сети  
Fig. 4. The structure of the neural network

$X^{(stat)} = \{TInAkk0,$   
 $TBAkk0, q0, \int Ukl, \int Icur, \int |Icur|\}$  – статические параметры (не меняющиеся во времени), где  $TBakk0$  – температура корпуса аккумулятора в начальный момент времени,  $Tokr(t)$  – температура окружающей среды в начальный момент времени,  $q0$  – начальный заряд.

**Целевая функция:**  $Y = \{p_1, p_2, \dots, p_{60}\} \in R^{60}$ , где  $p_i$  – параметры аккумулятора, включая ЭДС двойных слоев в заряженном и разряженном состоянии –  $EbinpD, EbinpC, EbinnD, EbinnC$ ; электрические и тепловые емкости –  $Cbin0p, Cbin0n, Cm, CBAkk, CInAkk$ ; сопротивления –  $Rkl, Rbin0p, Rbin0n, Rm0$ ; температурные и зарядовые поправки –  $\alpha, \beta, rCRT, nRQ$  и др.

Перед запуском процесса обучения подготавливается и загружается csv – файл с данными динамических и статических параметров, при которых были получены первые. Далее происходит группировка по `dynamicIndex` (одна динамика разряда), заполняются пропущенные значения методом `ffill`. После этого формируется список последовательностей и стандартизация признаков по обучающей выборке.

Генератор данных производит маскирование значений до заданной длины  $L = 2\ 100$ , нормализует и возвращает пару  $(X_{scaled}^{(dyn)}, X_{scaled}^{(stat)}), y_{scaled}$ .

Модель состоит из двух ветвей.

**Динамическая ветвь:** `Conv1D` → `LSTM` → `MultiHeadAttention` → `GlobalAveragePooling1D`, где `Conv1D` выявляет локальные закономерности во времени, `LSTM` извлекает временные зависимости:  $h_t = LSTM(x_t, h_{t-1})$ , **MultiHeadAttention** – контекстное внимание:  $Attention(Q, K, V) = softmax\left(\frac{QK^T}{\sqrt{d_k}}\right)V$ , где  $Q$  (*Query*) – запросы, формируемые из последовательности,  $K$  (*Key*) – ключи, с которыми сравниваются запросы,  $V$  (*Value*) – значения, которые агрегируются по важности,  $d_k$  – размерность ключей (и запросов), используется для масштабирования, `softmax` нормализует скалярные произведения, превращая их в веса внимания.

**Статическая ветвь:** статические параметры подаются на вход плотной (dense) нейронной сети `Dense(64) → Dense(32)` с активацией `ReLU`.

Цель этих слоев – трансформировать входной вектор в более выразительное скрытое представление, которое затем будет объединено с признаками из временной ветви.

После предварительной обработки каждая ветвь формирует собственный вектор признаков. Далее они объединяются (конкатенация) в единый набор признаков, который подается на: `concat → Dropout → Dense(256) → Dropout → Dense(128)`.

`Dropout` (полносвязный слой) используется для предотвращения переобучения, увеличивая обобщающие способности модели. **Выходной слой** содержит линейную активацию и предсказывает 60 параметров аккумулятора: `Dense (60, linear)`.

## Обучение модели

Обучение разработанной нейронной сети проводится с использованием двух основных метрик: среднеквадратичной ошибки (Mean Squared Error, MSE) и средней абсолютной ошибки (Mean Absolute Error, MAE).  $MSE = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \|y_i - \hat{y}_i\|_2^2$  и  $MAE = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |y_i - \hat{y}_i|_1$ , где  $y_i$  – истинный вектор параметров литийионного аккумулятора для  $i$ -го объекта обучающей выборки, включающий значения идентифицируемых параметров полной модели,  $\hat{y}_i$  – вектор параметров аккумулятора, предсказанный нейронной сетью для того же объекта,  $N$  – число объектов в обучающей выборке,  $\|\cdot\|_2^2$  – квадрат евклидовой нормы. Соответствует сумме квадратов отклонений предсказанных значений параметров от их истинных значений по всем компонентам вектора. MSE эффективно отражает большие ошибки, поскольку они имеют квадратичный вес, что особенно важно для задач с высоким риском значительных отклонений. MAE вместо квадрата берется абсолютное значение ошибки. MAE менее чувствительна к выбросам и обеспечивает более равномерное штрафование всех ошибок, что делает ее полезной

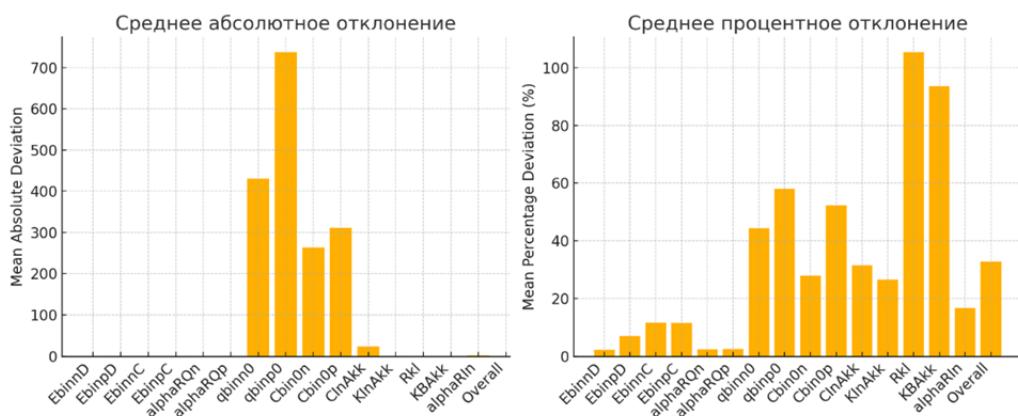


Рис. 5. Диаграмма отклонения предсказанных параметров  
Fig. 5. Deviation diagram of the predicted parameters

дополнительной метрикой для оценки стабильности и общей точности модели. Таким образом, опираясь на эти значения, нейросеть обучается. Она каждый раз **считает ошибку**, сравнивая свои ответы с правильными. Использование MSE + MAE вместо классического алгоритма Ньютона обусловлено снижением вычислительной сложности при 60-мерном пространстве параметров, устойчивостью к шумовым выбросам, а также возможностью мини-батч-оптимизации на GPU. Быстрая локальная сходимость метода Ньютона достигается лишь при хорошем начальном приближении и полных матрицах Гессе, что для рассматриваемой модели экономически нецелесообразно.

## Результаты

Для обучения был сформирован массив из 1 000 различных сочетаний статичных параметров (1 000 виртуальных аккумуляторов) и полученных по ним динамическим параметрам (разрядные характеристики). По завершении обучения средняя точность предсказания по выявленным наиболее влиятельным параметрам составила 30,6 %. Стоит отметить, что небольшое абсолютное отклонение по некоторым параметрам могло дать большое отклонение в процентном отношении, например Rkl – сопротивление клемм аккумулятора (рис. 5).

## Заключение

Разработанная нейронная сеть для идентификации параметров полной модели литийионного аккумулятора продемонстрировала перспективу применения нейросетевых методов в решении задач параметрической идентификации. Несмотря на сравнительно низкую общую точность предсказаний (около 30,6 %), представленная модель может эффективно использоваться для грубой оценки и первичного приближения параметров аккумуляторов, что существенно сокращает затраты времени и ресурсов на первоначальный этап калибровки. Тем не менее для практического применения и создания цифровых двойников аккумуляторов необходима более высокая точность идентификации. Для ее достижения целесообразно продолжить работу по следующим направлениям.

1. Внедрение физически информированных нейронных сетей (PINN), которые интегрируют физические законы и ограничения непосредственно в процесс обучения, значительно снижая вероятность физически некорректных решений.

2. Использование более сложных и глубоких нейросетевых архитектур с многоуровневыми механизмами внимания (multi-head attention) и ансамблевыми подходами.

3. Оптимизация процедуры подготовки данных, включая улучшение алгоритмов автоматического отбора информативных сег-

ментов временных рядов и расширение набора дополнительных признаков.

4. Применение трансферного обучения и тонкой настройки нейронных сетей, предварительно обученных на крупных наборах синтетических данных, для повышения качества идентификации реальных аккумуляторов.

Таким образом, предложенная модель является важным промежуточным этапом на пути к созданию высокоточных цифровых двойников литийионных аккумуляторов. Дальнейшие исследования должны быть направлены на интеграцию продвинутых архитектур и физически информированных подходов, которые обеспечат необходимую точность и надежность, востребованную в высокотехнологичных отраслях, таких как авиация и космонавтика.

## Список литературы

1. Иванов В.В., Мараховский И.В., Кравченко С.В. Формирование требований к авиационным литий-ионным аккумуляторным батареям // X научные чтения, посвященные памяти Н.Е. Жуковского: материалы Всероссийской научно-технической конференции. М.: ИД Академии имени Н.Е. Жуковского, 2013. С. 303–306.

2. Кедринский И.А., Яковлев В.Г. Li-ионные аккумуляторы. Красноярск: Платина, 2002. 268 с.

3. Старостин И.Е., Степанкин А.Г. Программная реализация методов современной неравновесной термодинамики и система симуляции физико-химических процессов SimulationNonEqProcSS v.0.1.0: монография. Бо Бассен, Маврикий: Lambert Academic Publishing, 2019. 127 с.

4. Старостин И.Е., Халютин С.П. Аналитическая модель динамики напряжения литийионного аккумулятора // Электричество. 2024. № 10. С. 13–22. DOI: 10.24160/0013-5380-2024-10-13-22

5. Khalyutin S.P., Starostin I.E., Agafonkina I.V. Generalized method of mathematical

prototyping of energy processes for digital twins development [Электронный ресурс] // Energies. 2023. Vol. 16, iss. 4. ID: 1933. DOI: 10.3390/en16041933 (дата обращения: 10.03.2025).

6. Халютин С.П. Цифровые двойники в теории и практике авиационной электроэнергетики / С.П. Халютин, И.Е. Старостин, А.О. Давидов, В.П. Харьков, Б.В. Жмурков // Электричество. 2022. № 10. С. 4–13. DOI: 10.24160/0013-5380-2022-10-4-13

7. Старостин И.Е. Построение на основе интерполяции моделей различных физических и химических систем методом математического прототипирования энергетических процессов // Надежность и качество сложных систем. 2024. № 1 (45). С. 49–58. DOI: 10.21685/2307-4205-2024-1-6

8. Старостин И.Е., Дружинин А.А., Гавриленков С.И. Использование машинного обучения с учителем для построения математических моделей систем методом математического прототипирования энергетических процессов // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2023. Т. 1. С. 66–72.

9. Starostin I. The development of a mathematical model of lithium-ion battery discharge characteristics / I. Starostin, S. Khalyutin, A. Davidov, A. Lyovin, A. Trubachev // Proceedings – ICOECS 2019: 2019 international conference on electrotechnical complexes and systems. Ufa, 2019. Pp. 8949976. DOI: 10.1109/ICOECS46375.2019.8949976

10. Старостин И.Е., Гавриленков С.И. Архитектура математического ядра цифровых двойников различных физико-химических систем на базе метода математического прототипирования энергетических процессов // Надежность и качество сложных систем. 2024. № 4 (48). С. 160–168. DOI: 10.21685/2307-4205-2024-4-17

11. Старостин И.Е., Дружинин А.А. Аналитическое приближение решений уравнений метода математического прототипирования энергетических процессов путем качественного анализа этих уравнений // Надежность и качество сложных систем. 2023.

№ 2 (42). С. 22–31. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-2-3

**12. Старостин И.Е., Гавриленков С.И.**

Задание функций состояния для потенциалов взаимодействия, приведенных теплоемкостей и приведенных тепловых эффектов, входящих в уравнения метода математического прототипирования энергетических процессов // Надежность и качество сложных систем. 2025. № 1 (49). С. 36–43. DOI: 10.21685/2307-4205-2025-1-5

**13. Alshawabkeh A., Matar M., Almutairi F.**

Parameters identification for lithium-ion battery models using the levenberg–marquardt algorithm [Электронный ресурс] // World Electric Vehicle Journal. 2024. Vol. 15, iss. 9. ID: 406. DOI: 10.3390/wevj15090406 (дата обращения: 26.03.2025).

**14. Lian Y., Qiao D.**

A novel capacity estimation method for lithium-ion batteries based on the adam algorithm [Электронный ресурс] // Batteries. 2023. Vol. 11, iss. 3. ID: 85. DOI: 10.3390/batteries11030085 (дата обращения: 26.03.2025).

**15. Pi J.**

Parameter identification for electrochemical models of lithium-ion batteries using bayesian optimization / J. Pi, S.F. da Silva, M.F. Ozkan, A. Gupta, M. Canova // IFAC-PapersOnLine. 2024. Vol. 57, no. 1. Pp. 180–185. DOI: 10.1016/j.ifacol.2024.12.031

**16. Starostin I.E., Druzhinin A.A.**

The concept of a software and technological platform for digital twins based on energy dynamics methods // 2023 5th International Youth Conference on Radio Electronics, Electrical and Power Engineering (REEPE), 2023. Pp. 1–6. DOI: 10.1109/REEPE57272.2023.10086710

**17. Song S., Fei C., Xia H.**

Lithium-Ion Battery SOH Estimation Based on XGBoost Algorithm with Accuracy Correction [Электронный ресурс] // Energies. 2020. Vol. 13, iss. 4. ID: 812. DOI: 10.3390/en13040812 (дата обращения: 26.03.2025).

**18. Naaz N., Channegowda J.**

XGBoost based synthetic battery parameter generation to overcome limited battery dataset challenges // 2022 IEEE International Conference on Power Electronics, Smart Grid, and Renewable Energy

(PESGRE). India, Trivandrum, 2022. Pp. 1–4. DOI: 10.1109/PESGRE52268.2022.9715814

**19. Heinrich F., Klapper P., Pruckner M.**

A comprehensive study on battery electric modeling approaches based on machine learning [Электронный ресурс] // Energy Informatics. 2021. Vol. 4. ID: 17. DOI: 10.1186/s42162-021-00171-7 (дата обращения: 26.03.2025).

**20. Singh S.**

Hybrid modeling of lithium-ion battery: physics-informed neural network for battery state estimation / S. Singh, Y.E. Ebongue, S. Rezaei, K.P. Birke [Электронный ресурс] // Batteries. 2023. Vol. 9, iss. 6. ID: 301. DOI: 10.3390/batteries9060301 (дата обращения: 26.03.2025).

**21. Wang J.**

A physics-informed neural network approach to parameter estimation of lithium-ion battery electrochemical model / J. Wang, Q. Peng, J. Meng, T. Liu, J. Peng, R. Teodorescu [Электронный ресурс] // Journal of Power Sources. 2024. Vol. 621. ID: 235271. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2024.235271 (дата обращения: 26.03.2025).

**22. Shen S.**

Deep convolutional neural networks with ensemble learning and transfer learning for capacity estimation of Lithium-Ion batteries / S. Shen, M. Sadoughi, M. Li, Z. Wang, C. Hu [Электронный ресурс] // Applied Energy. 2020. Vol. 260. ID: 114244. DOI: 10.1016/j.apenergy.2019.114244 (дата обращения: 26.03.2025).

## References

**1. Ivanov, V.V., Marakhovskiy, I.V., Kravchenko, S.V.** (2013). Formulation of requirements for aviation lithium-ion batteries. In: *X nauchnyye chteniya, posvyashchennyye ramyati N.Ye. Zhukovskogo: materialy Vserossiyskoy nauchno-tehnicheskoy konferentsii*. Moscow: Izdatelkiy dom Akademii imeni N.E. Zhukovsky, pp. 303–306. (in Russian)

**2. Kedrinskiy, I.A., Yakovlev, V.G.** (2002). Lithium-ion batteries. Krasnoyarsk: Platina, 268 p. (in Russian)

**3. Starostin, I.E., Stepankin, A.G.** (2019). Software implementation of modern non-equilibrium thermodynamics methods and simu-

lation system of physicochemical processes SimulationNonEqProcSS v.0.1.0: Monograph. Beau Bassin, Mauritius: Lambert Academic Publishing, 127 p. (in Russian)

4. **Starostin, I.E., Khalyutin, S.P.** (2024). An analytical model of lithium-ion battery voltage dynamics. *Elektrichestvo*, no. 10, pp. 13–22. DOI: 10.24160/0013-5380-2024-10-13-22 (in Russian)

5. **Khalyutin, S.P., Starostin, I.E., Agafonkina, I.V.** (2023). Generalized method of mathematical prototyping of energy processes for digital twins development. *Energies*, vol. 16, issue 4, ID: 1933. DOI: 10.3390/en16041933 (accessed: 10.03.2025).

6. **Khalyutin, S.P., Starostin, I.E., Davidov, A.O., Kharkov, V.P., Zhmurov, B.V.** (2022). Digital twins in the theory and practices of aircraft electrical power systems. *Elektrichestvo*, vol. 10, pp. 4–13. DOI: 10.24160/0013-5380-2022-10-4-13 (in Russian)

7. **Starostin, I.E.** (2024). Building, based on interpolation, models of various physical and chemical systems by method of mathematical prototyping of energy processes. *Reliability and Quality of Complex Systems*, no. 1 (45), pp. 49–58. DOI: 10.21685/2307-4205-2024-1-6 (in Russian)

8. **Starostin, I.E., Druzhinin, A.A., Gavrilenkov, S.I.** (2023). Application of supervised machine learning for building mathematical models of systems by the method of mathematical prototyping of energy processes. In: *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost i kachestvo"*, vol. 1, pp. 66–72. (in Russian)

9. **Starostin, I.E., Khalyutin, S.P., Davidov, A.A., Levin, A.V., Trubachev, A.I.** (2019). The development of a mathematical model of lithium-ion battery discharge characteristics. In: *Proceedings - ICOECS 2019: 2019 international conference on electrotechnical complexes and systems*, pp. 8949976. DOI: 10.1109/ICOECS46375.2019.8949976

10. **Starostin, I.E., Gavrilenkov, S.I.** (2024). Architecture of the mathematical core of digital twins of various physical and chemical systems based on the method of mathematical prototyping of energy processes. *Reliability and Quality of Complex Systems*, no. 4 (48), pp. 160–168. DOI: 10.21685/2307-4205-2024-4-17 (in Russian)

11. **Starostin, I.E., Druzhinin, A.A.** (2023). Analytical approximation of solutions of equations of the method of mathematical prototyping of energy processes by qualitative analysis of these equations. *Reliability and Quality of Complex Systems*, no. 2 (42), pp. 22–31. DOI: 10.21685/2307-4205-2023-2-3 (in Russian)

12. **Starostin, I.E., Gavrilenkov, S.I.** (2025). Assignment of state functions for interaction potentials, reduced heat capacities and reduced thermal effects included in the equations of the method of mathematical prototyping of energy processes. *Reliability and Quality of Complex Systems*, no. 1 (49), pp. 36–44. DOI: 10.21685/2307-4205-2025-1-5 (in Russian)

13. **Alshawabkeh, A., Matar, M., Almutairy, F.** (2024). Parameters identification for lithium-ion battery models using the Levenberg-Marquardt algorithm. *World Electric Vehicle Journal*, vol. 15, issue 9, ID: 406. DOI: 10.3390/wevj15090406 (accessed: 26.03.2025).

14. **Lian, Y., Qiao, D.** (2023). A novel capacity estimation method for lithium-ion batteries based on the adam algorithm. *Batteries*, vol. 11, issue 3. ID: 85. DOI: 10.3390/batteries11030085 (accessed: 26.03.2025).

15. **Pi, J., da Silva, S.F., Ozkan, M.F., Gupta, A., Canova, M.** (2024). Parameter identification for electrochemical models of lithium-ion batteries using Bayesian optimization. *IFAC-PapersOnLine*, vol. 57, no. 1, pp. 180–185. DOI: 10.1016/j.ifacol.2024.12.031

16. **Starostin, I.E., Druzhinin, A.A.** (2023). The concept of a software and technological platform for digital twins based on energy dynamics methods. In: *2023 5th International Youth Conference on Radio Electronics, Electrical and Power Engineering (REEPE)*, pp. 1–6. DOI: 10.1109/REEPE57272.2023.10086710

17. **Song, S., Fei, C., Xia, H.** (2020). Lithium-Ion Battery SOH Estimation Based on XGBoost Algorithm with Accuracy Correction. *Energies*, vol. 13, issue 4, ID: 812. DOI: 10.3390/en13040812 (accessed: 26.03.2025).

18. **Naaz, N., Channegowda, J.** (2022). XGBoost based synthetic battery parameter generation to overcome limited battery dataset challenges. In: *2022 IEEE International Conference on Power Electronics, Smart Grid, and*

*Renewable Energy (PESGRE)*. India, Trivandrum, pp. 1–4. DOI: 10.1109/PESGRE52268.2022.9715814

**19. Heinrich, F., Klapper, P., Pruckner, M.** (2021). A comprehensive study on battery electric modeling approaches based on machine learning. *Energy Informatics*, vol. 4, ID: 17. DOI: 10.1186/s42162-021-00171-7 (accessed: 26.03.2025).

**20. Singh, S., Ebongue, Y.E., Rezaei, S., Birke, K.P.** (2023). Hybrid modeling of lithium-ion battery: physics-informed neural network for battery state estimation. *Batteries*, vol. 9, issue 6, ID: 301. DOI: 10.3390/batteries9060301 (accessed: 26.03.2025).

**21. Wang, J., Peng, Q., Meng, J., Liu, T., Peng, J., Teodorescu, R.** (2024). A physics-informed neural network approach to parameter estimation of lithium-ion battery electrochemical model. *Journal of Power Sources*, vol. 621, ID: 235271. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2024.235271 (accessed: 26.03.2025).

**22. Shen, S., Sadoughi, M., Li, M., Wang, Z., Hu, C.** (2020). Deep convolutional neural networks with ensemble learning and transfer learning for capacity estimation of Lithium-Ion batteries. *Applied Energy*, vol. 260, ID: 114244. DOI: 10.1016/j.apenergy.2019.114244 (accessed: 26.03.2025).

## Сведения об авторе

**Гавриленков Станислав Иванович**, аспирант кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, s.gavrilenkov@mstuca.ru.

## Information about the autor

**Stanislav I. Gavrilenkov**, Postgraduate Student, Electrical Engineering and Aviation Electrical Equipment Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.gavrilenkov@mstuca.ru.

Поступила в редакцию	18.05.2025	Received	18.05.2025
Одобрена после рецензирования	21.07.2025	Approved after reviewing	21.07.2025
Принята в печать	20.11.2025	Accepted for publication	20.11.2025

## Выгорание летного состава как источник угрозы авиационной системы

Г.С. Горяшко<sup>1,2,3</sup>

<sup>1</sup>Аэрофлот – Российские авиалинии, г. Москва, Россия

<sup>2</sup>Авиашкола Аэрофлота, г. Москва, Россия

<sup>3</sup>Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова, г. Санкт-Петербург, Россия

**Аннотация:** В статье анализируется влияние среднемесячной рабочей нагрузки на динамику профессиональных компетенций летного состава гражданской авиации в контексте синдрома профессионального выгорания и психофизиологического истощения. На основе лонгитюдного исследования данных 800 пилотов авиакомпании за 9 месяцев проведена оценка технических и нетехнических навыков в соответствии со стандартом Международной организации гражданской авиации ICAO DOC 9995. Методология включает статистический анализ корреляций между налетом часов, оценками компетенций и авиационными событиями, а также применение модели «спрос – ресурсы» для интерпретации механизмов истощения. Результаты выявили отсутствие прямой связи между объемом налета и авиационными инцидентами, что подтверждает эффективность систем управления безопасностью. Однако резкое увеличение нагрузки (свыше 10 часов) приводит к снижению доли положительно оцениваемых компетенций летного состава, что отражает истощение адаптационных ресурсов. Нетехнические компетенции демонстрируют наибольшую уязвимость, тогда как технические навыки остаются стабильными. Циклические перегрузки формируют дисбаланс между компетенциями, снижая продуктивность в последующие месяцы, что соответствует фазе истощения. На основе полученных данных предложен комплекс мер профилактики синдрома профессионального выгорания, включая внедрение систем управления усталостью (FRMS) с использованием носимых биосенсорных устройств, тренажерных программ для стресс-тестирования и ИИ-алгоритмов прогнозирования выгорания. Результаты подчеркивают критическую роль регулярного мониторинга компетенций для прогнозирования рисков и необходимость интеграции психофизиологических аспектов в управление ресурсами экипажей. Исследование подтверждает, что динамика нетехнических навыков служит ранним индикатором латентных угроз безопасности, требующих превентивного подхода.

**Ключевые слова:** профессиональное выгорание, безопасность полетов, компетенции летного состава, психофизиологическое истощение, управление усталостью, прогностический мониторинг, нетехнические навыки.

**Для цитирования:** Горяшко Г.С. Выгорание летного состава как источник угрозы авиационной системы // Научный Вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 6. С. 53–63. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-53-63

## Flight crew burnout as a source of aviation system threat

G.S. Goryashko<sup>1,2,3</sup>

<sup>1</sup>“Aeroflot – Russian Airlines”, Moscow, Russia

<sup>2</sup>“Aeroflot Aviation School”, Moscow, Russia

<sup>3</sup>Saint-Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation  
A.A. Novikov, Saint-Petersburg, Russia

**Abstract:** This article analyzes the impact of the average monthly workload on the dynamics of professional competencies of civil aviation flight personnel in the context of professional burnout and psychophysiological exhaustion syndrome. Based on a longitudinal study of the data of 800 airline pilots for 9 months, an assessment of technical and non-technical skills was carried out in accordance with the International Civil Aviation Organization (ICAO) standard DOC 9995. The methodology includes statistical

analysis of correlations between flight hours, competency assessments and aviation incidents, as well as the use of the Demand-Resources model to interpret exhaustion mechanisms. The results revealed the absence of a direct link between the volume of flight hours and aviation incidents, which confirms to the effectiveness of safety management systems. However, a sharp workload increase (over 10 hours) leads to a decrease in the proportion of positively assessed flight crew competencies, reflecting the depletion of adaptive resources. Non-technical competencies show the greatest vulnerability, while technical skills remain stable. Cyclical overloads create an imbalance between competencies, reducing productivity in following months, which corresponds to the exhaustion phase. Based on the data obtained, a set of measures for prevention of occupational burnout syndrome is proposed, including the implementation of Fatigue Risk Management Systems (FRMS) using wearable biosensor devices, training programs for stress testing and AL algorithms for predicting burnout. The results highlight the critical role of regular competency monitoring for risk forecasting and the need to integrate psychophysiological aspects into crew resource management. The study confirms that dynamics of non-technical skills serve as an early indicator of latent safety threats, that require a preventive approach.

**Key words:** professional burnout, flight safety, flight crew competencies, psychophysiological exhaustion, Fatigue Risk Management System (FRMS), predictive monitoring, non-technical skills.

**For citation:** Goryashko, G.S. (2025). Flight crew burnout as a source of aviation system threat. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 6, pp. 53–63. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-53-63

## Введение

Современная гражданская авиация предъявляет жесткие требования к безопасности полетов, что делает критически важным контроль профессиональных компетенций летного состава. Многочисленные исследования показывают, что отрасль остается одной из самых стрессогенных на данном этапе. Согласно данным Международной ассоциации воздушного транспорта (IATA) около 70 % инцидентов связаны с человеческим фактором, где усталость и эмоциональное истощение играют ключевую роль<sup>1</sup>.

Международная организация гражданской авиации (ICAO) в стандарте 9995 регламентирует подход к оценке компетенций, включая управление ресурсами экипажа (CRM), принятие решений и ситуационную осведомленность. Несмотря на это, динамика рабочей нагрузки, особенно в условиях сезонных пиков, остается малоизученным фактором, способным влиять на качество выполнения профессиональных задач.

Исследование, проведенное в одной из отечественных авиакомпаний, направлено на изучение взаимосвязи между среднемесяч-

ным налетом часов летного состава и уровнем их профессиональных компетенций, оцененных в соответствии с требованиями ICAO 9995. Результаты демонстрируют отсутствие прямой корреляции между количеством часов налета и авиационными событиями, что подтверждает высокий уровень безопасности полетов.

Был обнаружен факт снижения оценок компетенций «выше среднего» и роста оценок «ниже среднего» при резком увеличении нагрузки, что связано с адаптацией к повышенным требованиям и накоплением усталости. Данные изменения интерпретируются как симптомы профессионального выгорания. В работе анализируются факторы сезонности и их влияние на долгосрочную работоспособность специалистов.

Нашей целью является проведение анализа механизмов развития синдрома профессионального выгорания (СПВ), оценка влияния физиологических, психолого-педагогических и организационных факторов на психическое состояние пилотов воздушных судов (ВС), внедрение практических рекомендаций по своевременной профилактике профессионального выгорания летного состава.

## Обзор публикаций по проблеме

Основной упор осуществлялся на документы, регламентирующие профессиональную деятельность летного состава ВС и на практический опыт авиационного персонала.

<sup>1</sup> IATA Annual Safety Report - 2023 Recommendations for Accident Prevention [Электронный ресурс] // IATA, 2023. 56 p. URL: <https://www.iata.org/contentassets/95e933e1ad794068812f073cf883cb08/recommendations-for-accident-prevention---2023.pdf> (дата обращения: 13.01.2025).

Поэтому актуальным является разработка практических рекомендаций по профилактике выгорания, усталости и симптомов истощения. Синдром выгорания в авиации связывают с хроническим стрессом, эмоциональным истощением и снижением мотивации. Пилоты, сталкивающиеся с высокой нагрузкой, демонстрируют снижение вовлеченности и качества выполнения рутинных операций. Однако большинство работ фокусируется на экстремальных условиях (например, трансконтинентальные рейсы), тогда как умеренные, но резкие колебания нагрузки изучены недостаточно.

В исследовании NASA отмечается, что пилоты гражданских авиалиний, работающие в условиях графика, хаотичной последовательности дневных иочных рейсов, на 40 % чаще сталкиваются с истощением, чем их коллеги с фиксированным расписанием. При этом только 16 % авиакомпаний внедряют адаптивные графики, рекомендованные для снижения рисков [1].

Согласно исследованию Yang et al. хроническое нарушение циркадных ритмов у пилотов гражданской авиации напрямую связано с частыми перелетами через несколько часовых поясов и нерегулярным графиком работы. У 68 % обследованных пилотов выявлена десинхрония биологических часов, что проявляется в снижении качества сна на 30 %, повышенной дневной сонливости и ухудшении когнитивной гибкости. Особенно критичными оказались рейсы с еженедельным пересечением более 5 часовых зон: у таких пилотов уровень кортизола (гормона стресса) стабильно превышал норму на 45 %, а риск ошибок при рулении и посадке возрастал в 1,8 раза [2].

В возрастной группе 35–45 лет, где сочетаются высокий уровень рабочих потребностей и личных ресурсов, уровень стресса достигает пика: 24 % летного состава данной категории демонстрируют симптомы клинического истощения [3].

Теория стресса Лазаруса предполагает, что адаптация к новым условиям проходит через фазы тревоги, сопротивления и истощения [4]. В авиации фаза сопротивления

может маскировать снижение компетенций за счет мобилизации ресурсов, что объясняет отсутствие прямой связи между нагрузкой и инцидентами в краткосрочной перспективе.

Была предложена однородная группа пилотов авиакомпаний со специфическими требованиями к профессиональной деятельности. Они продемонстрировали корреляционную связь между истощением и уровнем компетенций в процессе периодических тренажерных проверок.

## Основные теоретические предположения

Современные исследования в области прогностического подхода к безопасности полетов подчеркивают важность превентивного анализа данных для выявления скрытых рисков, связанных с усталостью и выгоранием экипажей.

Согласно классической модели Маслач и Джексон синдром профессионального выгорания включает три компонента: эмоциональное истощение, проявляющееся чувством опустошенности и физической усталостью; деперсонализацию, выражющуюся в циничном отношении к обязанностям и коллегам; редукцию профессиональных достижений, связанную с потерей уверенности в собственных навыках [5]. Дополняя эту концепцию, модель «спрос – ресурсы» на рис. 1 акцентирует баланс между рабочими требованиями и ресурсами [6].

Кроме того, аналитическая иерархия процессов, применяемая в мультикритериальных исследованиях, демонстрирует эффективность в оценке влияния организационных факторов на безопасность. В исследуемых моделях, прогностические метрики (такие как «предсказуемость надежности» и «достаточность данных») используются для ранжирования рисков, связанных с усталостью экипажа. Это позволяет авиационным предприятиям перейти от реактивного управления инцидентами к проактивному планированию, учитывая как технические, так и человеческие аспекты [7].

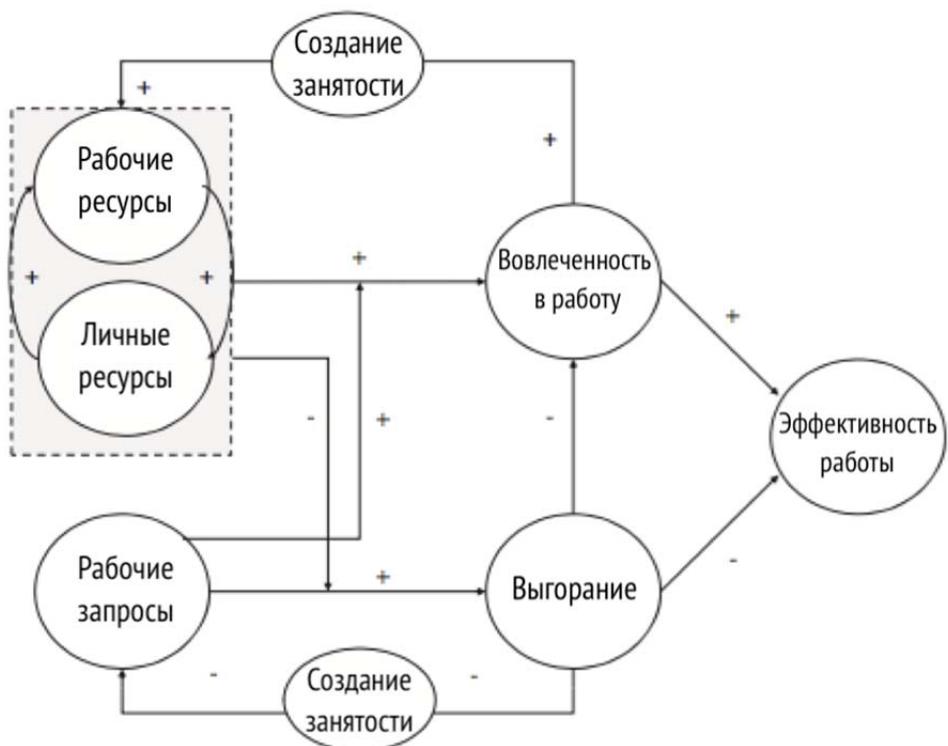


Рис. 1. Модель спроса на профессиональную деятельность и ресурсы летного персонала  
Fig. 1. The model of demand for professional activities and resources of flight personnel

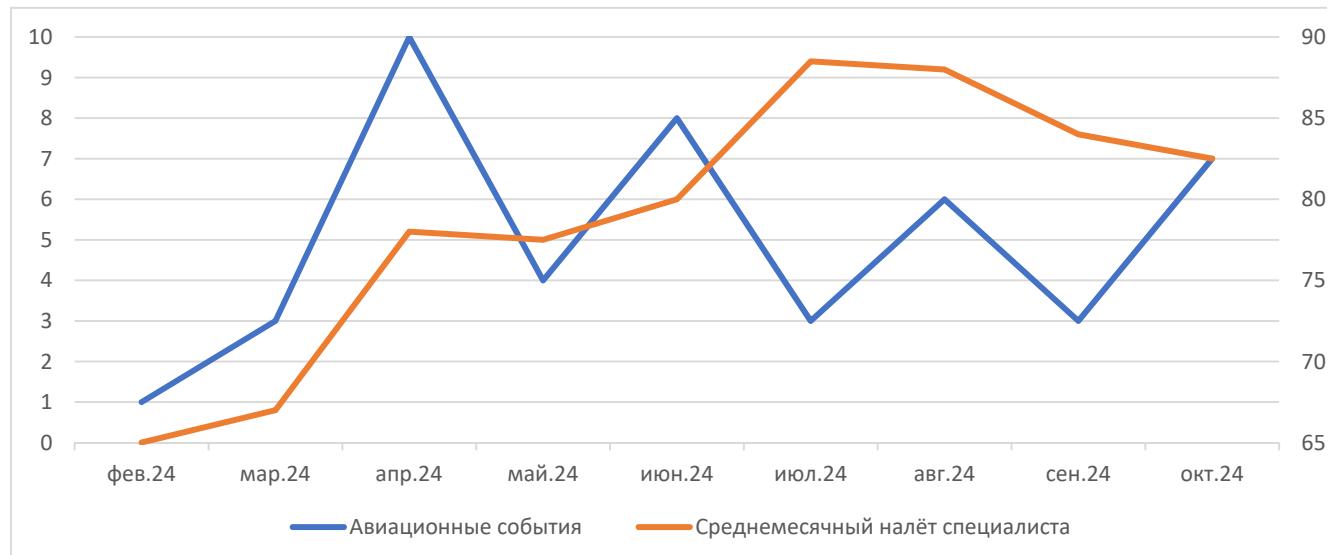


Рис. 2. Нелинейная связь налёта летного состава и авиационных событий  
Fig. 2. Nonlinear relationship between flight crew flight hours and aviation incidents

Установлено, что профессия пилота требует физических и психических постоянных затрат на выполнение профессиональных задач. Чем выше интенсивность усилий, тем быстрее наступает истощение, что подтверждается исследованиями Demerouti et al. Гипотеза рабо-

ты предполагает, что резкое увеличение нагрузки приводит к временному снижению компетенций из-за адаптационного стресса и накопления усталости, что, однако, не коррелирует с немедленным ростом инцидентов благодаря действующим системам безопасности.

Данное подтверждает эффективность систем управления безопасностью, нивелирующих индивидуальные ошибки.

Например, управление современными самолетами 4-го поколения требует обработки данных с 400+ датчиков, а пилоты совершают в среднем 12 критических решений за час полета в сложных условиях [8]. При этом к основным требованиям к пилотам от авиакомпаний относятся ненормированный график и высокая ответственность, тогда как ресурсы включают поддержку авиационного персонала, автономию и доступ к программам психологической помощи.

С точки зрения Рихтера и Хакера [9], ресурсы делятся на две категории:

1) внешние: организационные (контроль над задачами, возможность повышения квалификации) и социальные (поддержка коллег, семьи, групп взаимопомощи);

2) внутренние: когнитивные навыки, эмоциональная устойчивость, модели поведения.

Отсутствие способности справляться с растущими требованиями, такими как высокая производительность труда, ведет к снижению мотивации. В крайних случаях уход с работы становится формой самозащиты, позволяющей избежать будущих разочарований.

## Постановка задачи исследования

Согласно модели «спрос – ресурсы» хроническое воздействие стрессоров, таких как шум, вибрации, жара или кратковременное давление, ведет к истощению ресурсов [6]. Условия профессиональной деятельности в авиации сочетают физиологические и организационные риски. Кабина пилотов характеризуется экстремальными факторами: гипоксией (давление, эквивалентное высоте 2 400 м), влажностью менее 20 %, а также воздействием космической радиации на высотах выше 12 км, что повышает риск онкозаболеваний на 15 % [10, 11].

Кроме того, циркадные нарушения из-за трансконтинентальных перелетов снижают время реакции на 30 % и увеличивают ошибки при выполнении стандартных эксплуатати-

ционных процедур на 25 %<sup>2</sup>. Накопленные усталость и недосып проявляются в когнитивной медлительности, снижении концентрации и росте ошибок. По данным Caldwell, 60 % пилотов дальнемагистральных рейсов спят менее 6 часов в сутки [12], что напрямую влияет на безопасность полетов.

Ключевой организационный фактор риска – несоответствие нормативов времени отдыха физиологическим требованиям. Согласно Приказу Минтранса № 139 минимальный отдых в базовом аэропорту равен продолжительности рабочей смены (1 : 1)<sup>3</sup>. Тогда как во внебазовом рабочая смена может превышать минимальное время отдыха членов экипажей ВС. Однако физиология труда требует соотношения 1 : 2 для полноценного восстановления когнитивных функций. Это противоречие создает системную уязвимость: эксплуатанты, руководствуясь нормами регулятора, могут назначать рейсы до истечения физиологически необходимого восстановительного периода.

Хотя истощение не классифицируется как расстройство, депрессия, которая может развиться на его фоне, является медицинским основанием для отстранения от полетов согласно стандартам ФАБТ<sup>4</sup>.

<sup>2</sup> Fatigue Risk Management System (FRMS) Implementation Guide for Operators [Электронный ресурс] // ICAO, 2011. 150 p. URL: [https://www.icao.int/safety/fatiguemanagement/FRMS2\\_011/Documents/Reference%20Documents/FRMS%20Guide%20FINAL%20Print%202007.14.11.pdf](https://www.icao.int/safety/fatiguemanagement/FRMS2_011/Documents/Reference%20Documents/FRMS%20Guide%20FINAL%20Print%202007.14.11.pdf) (дата обращения: 13.01.2025).

<sup>3</sup> Приказ Минтранса России № 139 от 21 ноября 2005 г. Об утверждении Положения об особенностях режима рабочего времени и времени отдыха членов экипажей воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации [Электронный ресурс] // Система ГАРАНТ. 2005. URL: <https://base.garant.ru/189086/> (дата обращения: 13.01.2025).

<sup>4</sup> Приказ Минтранса России № 437 от 10 декабря 2021 г. Порядок проведения обязательного медицинского освидетельствования центральной врачебно-летной экспертной комиссией и врачебно-летними экспертными комиссиями членов летного экипажа гражданского воздушного судна, за исключением сверхлегкого пилотируемого гражданского воздушного судна с массой конструкции 115 килограммов и менее, беспилотного гражданского воздушного судна

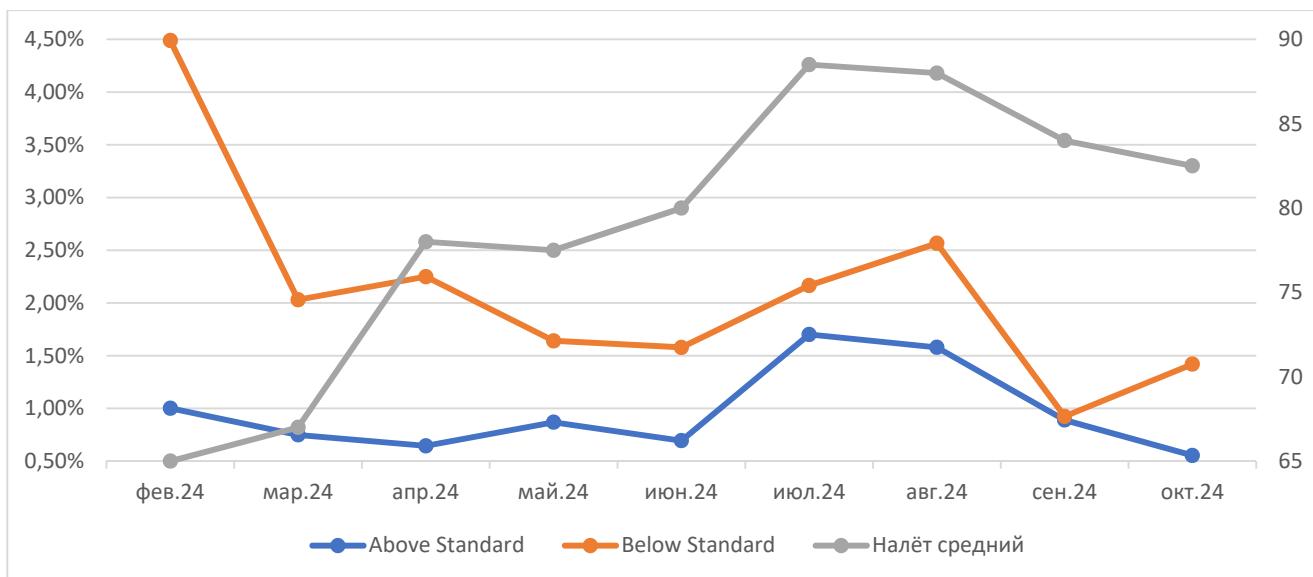


Рис. 3. Динамика помесячного развития компетенций летного состава  
Fig. 3. Dynamics of monthly competence development of flight personnel

## Анализ результатов проведенного исследования

Нами было проведено лонгитюдное исследование на базе данных авиакомпании за 9 месяцев. Выборка составляла 800 пилотов в возрасте 22–70 лет с опытом работы на авиационном предприятии от 1 до 40 лет с опытом работы на воздушных судах 4-го поколения. Во время исследования не учитывались индивидуальные различия (личностные черты, опыт).

В процессе исследования были выражены характерные переменные.

1. Независимая: среднемесячный налет часов на авиационного специалиста (категории: от 65 до 90).

с максимальной взлетной массой 30 килограммов и менее, диспетчеров управления воздушным движением и лиц, поступающих в образовательные организации, которые осуществляют обучение специалистов согласно перечню специалистов авиационного персонала гражданской авиации, и претендующих на получение свидетельств, позволяющих выполнять функции членов летного экипажа гражданского воздушного судна, диспетчеров управления воздушным движением [Электронный ресурс] // Консультант-Плюс. 2021. URL: [https://consultant.ru/document/cons\\_doc\\_LAW\\_404676/](https://consultant.ru/document/cons_doc_LAW_404676/) (дата обращения: 13.01.2025).

## 2. Зависимые:

- оценки технических и нетехнических компетенций летного состава в процессе периодической тренажерной подготовке по шкале ICAO DOC 9995 (категории: Excellent, Above Standard, Standard, Below Standard, Unsafe)<sup>5</sup>;

- количество авиационных событий в процессе авиационной деятельности (категории: инциденты, отклонения 1, 2, 3-го уровней).

Путем статистического анализа оцененных компетенций летного состава было выделено, что при колебаниях в количестве среднемесячного налета на авиационного специалиста в пределах 10 часов уровень компетенций летного состава имеет схожий вектор развития. При росте или уменьшении доли оценок «выше среднего» доля оценок «ниже среднего» показывает симметричное направление. В то время как при увеличении среднемесячного налета более чем на 10 часов доля оценок «выше среднего» показывает снижение на 14 %, доля оценок «ниже среднего» выросла на 11 %. Это свидетельствует

<sup>5</sup> Doc 9995: Manual of Evidence-Based Training (Doc 9995) [Электронный ресурс] // ICAO, 2013. URL: <https://store.icao.int/en/manual-of-evidence-based-training-doc-9995> (дата обращения: 13.01.2025).

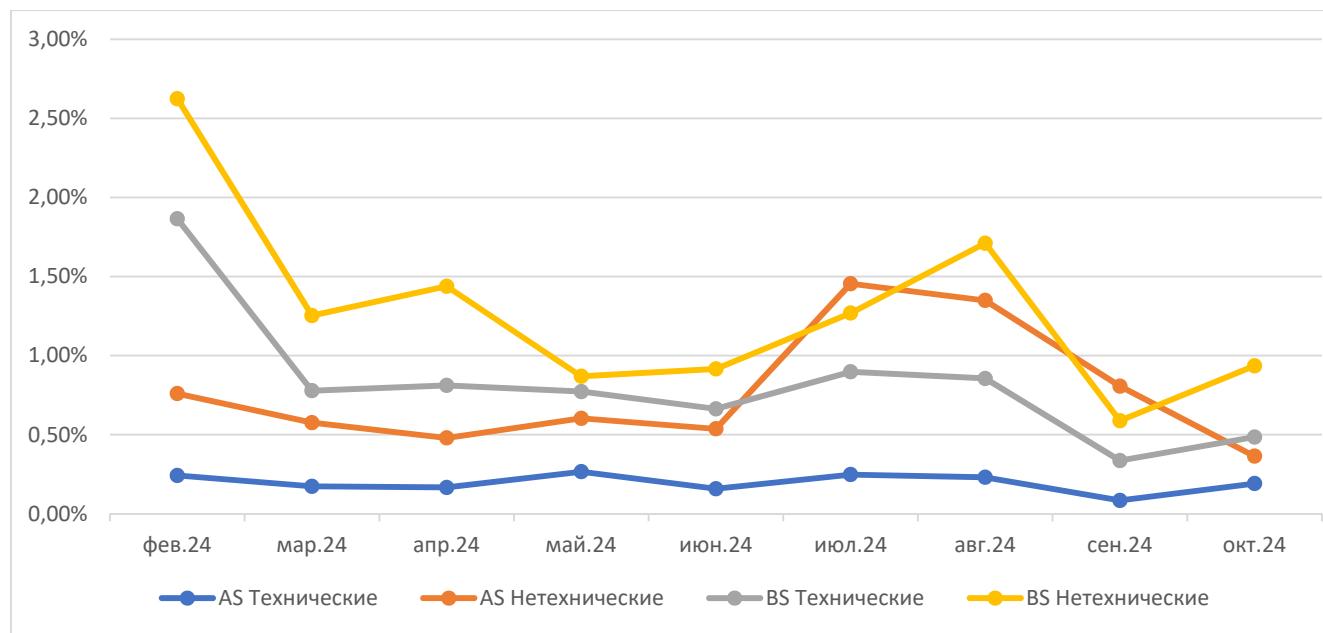


Рис. 4. Динамика технических и нетехнических компетенций летного состава  
Fig. 4. Dynamics of technical and non-technical competencies of flight personnel

о симптомах адаптации к возросшим нагрузкам на летный состав.

После прохождения месяцев пиковой нагрузки у пилотов зафиксировано снижение продуктивности на 10–15 % в течение последующих 1–2 месяцев, что соответствует фазе истощения по Лазарусу. Графики развития компетенций летного состава перестают синхронизироваться, отражая дисбаланс между навыками, демонстрируя отложенный эффект усталости.

Важным результатом исследования стало выявление дифференцированного воздействия рабочей нагрузки на технические и нетехнические компетенции летного состава. Анализ данных показал, что уровень технических компетенций, таких как ручное управление, автоматизированное управление и применение процедур, остается стабильным, независимо от колебаний налета часов. Графики распределения оценок по техническим навыкам демонстрируют симметрию и повторяемость траекторий, что подтверждает их высокую автоматизированность и устойчивость к внешним факторам. Это согласуется с концепцией ICAO, где технические компетенции рассматриваются как «базовый слой» профессионализма.

Напротив, нетехнические компетенции, включая управление нагрузкой, командную работу, ситуационную осведомленность, коммуникацию и принятие решений, оказались чувствительны к резким изменениям нагрузки. В периоды чрезмерного роста налета доля оценок «ниже среднего» по этим критериям возрастала на 27 %, тогда как оценки «выше среднего» снижались на 16 %. Данный дисбаланс отражает психофизиологическое и когнитивное напряжение, вызванное повышенными требованиями. Нетехнические навыки, в отличие от технических, требуют постоянной мобилизации когнитивных ресурсов, эмоциональной регуляции и способности к межличностному взаимодействию – функций, наиболее уязвимых к усталости и стрессу.

Графическая визуализация динамики оценок выявила, что кривые нетехнических компетенций теряют синхронность с техническими в фазах высокой нагрузки, формируя «ножницы» расхождений. Этот феномен объясняется двойственной природой усталости: если технические действия сохраняются благодаря мышечной памяти и процедурной отработке, то для поддержания нетехнических навыков необходима сохранность высших психических функций – внимания, рабочей

памяти, эмоционального контроля. Накопление усталости нарушает именно эти процессы, что подтверждается исследованиями когнитивной нейронауки [13]. Например, снижение ситуационной осведомленности коррелирует с уменьшением активности префронтальной коры мозга, отвечающей за многозадачность и прогнозирование рисков.

## Выводы на основе эмпирических данных

После инцидента, произошедшего на рейсе Germanwings 9525, особое внимание в гражданской авиации было направлено на состояние психического здоровья членов экипажа. И, как и в случае любой авиационной катастрофы, необходимо принять меры для предотвращения негативных последствий. Для решения проблемы психического здоровья Европейское агентство авиационной безопасности (EASA) создало целевую группу и план действий, в который вошли следующие пункты: признание проблем психического здоровья; последующее профессиональное обучение; профессиональная подготовка кадров и психологическая помощь. Наше исследование показало, что пилоты авиакомпании не могут быть застрахованы от синдромов кумулятивной усталости и профессионального выгорания. Решением данной проблемы должны быть озабочены и эксплуатанты, которые должны содействовать внедрению программы взаимных вмешательств, которая является известной и проверенной экспериментальной системой поддержки, основанной на некарательной справедливой культуре.

Исследование выявило, что безопасность полетов в краткосрочной перспективе обеспечивается системами СУБП, но устойчивость летного состава к нагрузкам имеет пределы. Резкое увеличение налета запускает процесс адаптации, за которым следует фаза истощения, угрожающая профессиональным выгоранием.

Динамика нетехнических компетенций служит индикатором психофизиологического

состояния экипажа. Их ухудшение в периоды высокой нагрузки сигнализирует о латентном истощении ресурсов, которое хотя и не приводит к немедленным авиационным событиям, создает предпосылки для ошибок в условиях непредвиденных ситуаций. Это подчеркивает необходимость мониторинга не только технических, но и когнитивно-эмоциональных аспектов подготовки пилотов, особенно в контексте профилактики профессионального выгорания.

Рост нагрузки активирует компенсаторные механизмы: пилоты демонстрируют краткосрочную мобилизацию, но их когнитивные ресурсы истощаются, приводя к снижению качества рутинных операций. Это объясняет рост оценок «ниже среднего» при сохранении общего уровня безопасности.

Пиковые периоды (например, летний сезон) создают циклы «нагрузка – восстановление». Однако накопление усталости нарушает баланс, вызывая долгосрочное снижение компетенций – ключевой маркер выгорания.

Установлено, что главный источник кумулятивного утомления – научно необоснованная норма времени отдыха, установленная авиационным регулятором. Это приводит к хроническому недовосстановлению летного состава в пиковые сезоны. Без пересмотра этого норматива в сторону соотношения 1 : 2 (рабочая смена к потребному времени отдыха) технологические меры профилактики рисков утомляемости будут иметь ограниченную эффективность.

В рамках нашего исследования был также выявлен ряд системных проблем. Прежде всего дефицит программ поддержки: только 12 % авиакомпаний внедрили тренинги по управлению стрессом. Кроме того, после 2020 года бюджеты на психологическую помощь сокращены на 35 % [14, 15].

Для предотвращения выгорания пилоты авиакомпаний могут самостоятельно формировать ресурсы. Например, существуют следующие подходы к их восстановлению:

- полное отключение от профессиональной деятельности – запрет на обсуждение служебных нестандартных задач в периоды отдыха;

- активное восстановление здорового психического состояния – постоянные занятия, способствующие благополучию (здоровый сон, йога, спортивные занятия, игры и др.);

- создание « занятости » – метод, предполагающий добровольную инициативу по поиску ресурсов (первичное тестирование, переобучение, самопрезентация, менторство, расширение круга обязанностей, проектирование своей деятельности).

Для своевременного снижения рисков выгорания авиационного персонала предлагается комплекс системных мер:

- программы взаимной поддержки, такие как Peer Support европейского агентства<sup>6</sup>;

- внедрение систем управления усталостью (FRMS) по примеру предприятий, где используются носимые устройства (например, умные часы или биосенсоры) для анализа физиологических показателей в режиме реального времени [16];

- динамический мониторинг компетенций в периоды высокой нагрузки, взаимодействующий с алгоритмами, прогнозирующими выгорание авиационного персонала на основе психофизиологических данных.

## Заключение

Проведенное исследование подтвердило, что безопасность полетов в краткосрочной перспективе обеспечивается действующими системами управления, нивелирующими влияние человеческого фактора. Однако анализ динамики профессиональных компетенций летного состава выявил скрытые риски, связанные с психофизиологическим истощением. Резкое увеличение среднемесячной рабочей нагрузки приводит к снижению доли оценок « выше среднего » на 14 % и росту оценок « ниже среднего » на 11 %, что отражает истощение адаптационных ресурсов. Наиболее уязвимыми оказались нетехнические навыки: в периоды пиковой нагрузки их оценка снижалась на 27 %, тогда как технические компетенции сохраняли стабильность благодаря автоматизации.

Результаты исследования демонстрируют, что циклические перегрузки формируют «ножницы» между компетенциями, снижая продуктивность на 10–15 % в последующие месяцы. Это соответствует фазе истощения, когда когнитивные функции, необходимые для ситуационной осведомленности и коммуникации, деградируют, маскируясь краткосрочной мобилизацией. Несмотря на отсутствие прямой корреляции с авиационными событиями, выявленное ухудшение рутинных операций (16%-ное снижение качества нетехнических компетенций) указывает на латентные риски безопасности полетов.

Ключевым инструментом раннего выявления таких рисков выступает компетентностный подход к оценке работы летного состава. Регулярный мониторинг технических и нетехнических навыков, основанный на стандартах ICAO, позволяет не только фиксировать текущие отклонения, но и прогнозировать динамику профессионального истощения. Это формирует прогностическую модель управления безопасностью, где снижение качества рутинных операций становится маркером будущих угроз.

Устойчивость отрасли требует интеграции динамического мониторинга состояния летного состава, внедрения систем управления рисками усталости и программ поддержки, ориентированных на восстановление ресурсов. Комплексный подход, учитывающий как технические, так и психофизиологические аспекты, позволит минимизировать риски профессионального выгорания в условиях растущих требований к авиационным специалистам.

## Список литературы

1. Cassie J.H., Kevin B.G., Lucia A. и др. Perspectives on fatigue in short-haul flight operations from US pilots: A focus group study // Transport Policy. 2023. Vol. 136. Pp. 11–20. DOI: 10.1016/j.tranpol.2023.03.004

<sup>6</sup> Pilot Peer Support Programmes. The EPPSI Guide. Vol. 1: Design and Implementation [Электронный ресурс] // EPPSI. 2nd ed. 2020. 116 p. URL: <https://ifalpa.org/media/3565/eppsi-guide-2nd-edition-october-2020.pdf> (дата обращения: 13.01.2025).

2. **Yang S.X.** Circadian disruption in civilian airline pilots / S.X. Yang, S. Cheng, Y. Sun, X. Tang, Z. Huang // *Aerospace Medicine and Human Performance*. 2024. Vol. 95, no. 7. Pp. 381–389. DOI: 10.3357/AMHP.6316.2024
3. **Сечко А.В.** Профессиональное выгорание летного состава BBC Российской Федерации: дис. ... канд. психол. наук. М., 2006. 201 с.
4. **Lazarus R.S., Folkman S.** Stress, appraisal, and coping. New York: Springer, 1984. 456 p.
5. **Maslach S., Jackson S.** The Measurement of Experienced Burnout // *Journal of Organizational Behavior*. 1981. Vol. 2, no. 2. Pp. 99–113. DOI: 10.1002/job.4030020205
6. **Demerouti E.** The job demands resources model of burnout / E. Demerouti, A.B. Bakker, F. Nachreiner, W.B. Schaufeli // *Journal of Applied Psychology*. 2001. Vol. 86, no. 3. Pp. 499–512. DOI: 10.1037/0021-9010.86.3.499
7. **Kabashkin I., Fedorov R., Perekrestov V.** Decision-making framework for aviation safety in predictive maintenance strategies [Электронный ресурс] // *Applied Sciences*. 2025. Vol. 15, iss. 3. ID: 1626. DOI: 10.3390/app15031626 (дата обращения: 13.01.2025).
8. **Miller M., Holley S.** SHELL revisited: cognitive loading and effects of digitized flight deck automation [Электронный ресурс] // Conference: International Conference on Applied Human Factors and Ergonomics, 2018. DOI: 10.1007/978-3-319-60642-2\_9 (дата обращения: 13.01.2025).
9. **Richter P., Hacker W.** Workload and strain: stress, fatigue, and burnout in working life. Heidelberg: Aschner, 1998. 210 p.
10. **Smith T.G., Talbot N.P.** Aircraft cabin hypoxia and adverse medical events [Электронный ресурс] // *JAMA*. 2019. Vol. 321, no. 20. ID: 2030. DOI: 10.1001/jama.2019.2369 (дата обращения: 13.01.2025).
11. **Stirling D.A.** Military aviation noise: a comprehensive literature survey [Электронный ресурс] // ResearchGate.net. 2017. DOI: 10.13140/RG.2.2.22135.57768 (дата обращения: 13.01.2025).
12. **Caldwell J.** Crew schedules, sleep deprivation, and aviation performance // *Current Directions in Psychological Science*. 2012. Vol. 21, no. 2. Pp. 85–89. DOI: 10.1177/0963721411435842
13. **Hockey R.** The psychology of fatigue: work, effort and control. Cambridge: Cambridge University Press, 2013. 245 p. DOI: 10.1017/CBO9781139015394
14. **Горяшко Г.С., Марихин С.В.** Управление стрессом в авиации: монография. Екатеринбург: УрГУПС, 2021. 144 с.
15. **Горяшко Г.С., Марихин С.В.** Психологическая поддержка пилотов // Проблемы управления человеческими ресурсами в условиях цифровой трансформации: сб. науч. ст. Екатеринбург: УрГУПС, 2022. С. 89–94.
16. **Rodrigues S.** A wearable system for the stress monitoring of air traffic controllers during an air traffic control refresher training and the trier social stress test: a comparative study / S. Rodrigues, J.S. Paiva, D. Dias, M. Aleixo, R. Filipe, J.P.S. Cunha // *The Open Bioinformatics Journal*. 2018. Vol. 11. Pp. 106–116. DOI: 10.2174/1875036201811010106

## References

1. **Cassie, J.H., Kevin, B.G., Lucia, A. et al.** (2023). Perspectives on fatigue in short-haul flight operations from US pilots: A focus group study. *Transport Policy*, vol. 136, pp. 11–20. DOI: 10.1016/j.tranpol.2023.03.004
2. **Yang, S.X., Cheng, S., Sun, Y., Tang, X., Huang, Z.** (2024). Circadian disruption in civilian airline pilots. *Aerospace Medicine and Human Performance*, vol. 95, no. 7, pp. 381–389. DOI: 10.3357/AMHP.6316.2024
3. **Sechko, A.V.** (2006). Professional burnout of air force flight personnel of the Russian Federation: PhD (Psychology) Thesis. Moscow, 201 p. (in Russian)
4. **Lazarus, R.S., Folkman, S.** (1984). Stress, appraisal, and coping. New York: Springer, 456 p.
5. **Maslach, S., Jackson, S.** (1981). The Measurement of Experienced Burnout. *Journal of Organizational Behavior*, vol. 2, no. 2, pp. 99–113. DOI: 10.1002/job.4030020205

6. **Demerouti, E., Bakker, A.B., Nachreiner, F., Schaufeli, W.B.** (2001). The job demands resources model of burnout. *Journal of Applied Psychology*, vol. 86, no. 3, pp. 499–512. DOI: 10.1037/0021-9010.86.3.499
7. **Kabashkin, I., Fedorov, R., Perekrestov, V.** (2025). Decision-making framework for aviation safety in predictive maintenance strategies. *Applied Sciences*, vol. 15, issue 3, ID: 1626. DOI: 10.3390/app15031626 (accessed: 13.01.2025).
8. **Miller, M., Holley, S.** (2018). SHELL revisited: cognitive loading and effects of digitized flight deck automation. In Conference: *International Conference on Applied Human Factors and Ergonomics*. DOI: 10.1007/978-3-319-60642-2\_9 (accessed: 13.01.2025).
9. **Richter, P., Hacker, W.** (1998). Workload and strain: stress, fatigue, and burnout in working life. Heidelberg: Aschner, 210 p.
10. **Smith, T.G., Talbot, N.P.** (2019). Aircraft cabin hypoxia and adverse medical events. *JAMA*, vol. 321, no. 20, ID: 2030. DOI: 10.1001/jama.2019.2369 (accessed: 13.01.2025).
11. **Stirling, D.A.** (2017). Military aviation noise: a comprehensive literature survey. *ResearchGate.net*. DOI: 10.13140/RG.2.2.22135.57768 (accessed: 13.01.2025).
12. **Caldwell, J.** (2012). Crew schedules, sleep deprivation, and aviation performance. *Current Directions in Psychological Science*, vol. 21, no. 2, pp. 85–89. DOI: 10.1177/0963721411435842
13. **Hockey, R.** (2013). The psychology of fatigue: work, effort and control. Cambridge: Cambridge University Press, 245 p. DOI: 10.1017/CBO9781139015394
14. **Goryashko, G.S., Marikhin, S.V.** (2021). Stress management in aviation: Monograph. Ekaterinburg: UrGUPS, 144 p. (in Russian)
15. **Goryashko, G.S., Marikhin, S.V.** (2022). Psychological support for pilots. In: *Problemy upravleniya chelovecheskimi resursami v usloviyakh tsifrovoi transformatsii: sbornik nauchnykh statey*. Ekaterinburg: UrGUPS, pp. 89–94. (in Russian)
16. **Rodrigues, S., Paiva, J.S., Dias, D., Aleixo, M., Filipe, R., Cunha, J.P.S.** (2018). A wearable system for the stress monitoring of air traffic controllers during an air traffic control refresher training and the trier social stress test: a comparative study. *The Open Bioinformatics Journal*, vol. 11, pp. 106–116. DOI: 10.2174/1875036201811010106

## Сведения об авторе

**Горяшко Георгий Сергеевич**, командир воздушного судна ПАО «Аэрофлот – Российские авиалинии», преподаватель ЧПОУ «Авиашкола Аэрофлота», аспирант ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени Главного маршала авиации А.А. Новикова», darkline1997@yandex.ru.

## Information about the author

**Georgy S. Goryashko**, Pilot-in-Command, PJSC “Aeroflot – Russian Airlines”, Lecturer Private Professional Educational Organization “Aeroflot Aviation School”, the 5-th year Postgraduate Student of the Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education “Saint-Petersburg State University of Civil Aviation named after Chief Marshal of Aviation A.A. Novikov”, darkline1997@yandex.ru.

Поступила в редакцию  
Одобрена после рецензирования  
Принята в печать

13.05.2025  
23.06.2025  
20.11.2025

Received  
Approved after reviewing  
Accepted for publication

13.05.2025  
23.06.2025  
20.11.2025

## Комплексная система оценки компетенции диспетчеров управления воздушным движением при подготовке на тренажерах

И.А. Кривогузов<sup>1</sup>, А.Ю. Прокопович<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский региональный центр ЕС ОрВД, г. Санкт-Петербург, Россия

**Аннотация:** Современные требования к безопасности и эффективности управления воздушным движением (УВД) обуславливают необходимость совершенствования методов подготовки и оценки компетенций авиационных диспетчеров. В данной статье предлагается две методики оценки профессиональных навыков и уровня компетенции диспетчеров управления воздушным движением. Первая методика основана на классическом субъективном методе оценок. Вторая методика – на ключевых компонентах работы, оцененных объективно. Мультикритериальный анализ по теории нечеткой логики позволяет эффективно и всесторонне оценивать уровень компетенций диспетчеров УВД. Шкала оценок дает возможность сопоставить характеристики анализируемой компетенции с различными составляющими для понимания влияния для конкретного диспетчера. Разработанная мультикритериальная методика включает многоуровневый анализ ключевых компетенций, таких как ситуационная осведомленность, когнитивная нагрузка, оперативное принятие решений, коммуникативная эффективность, управление рисками и стрессоустойчивость. Данный метод можно использовать для оценки специалиста любого уровня подготовки: от только что трудоустроенного до опытного специалиста, а также студентов-диспетчеров. Предложены критерии количественной и качественной оценки, позволяющие объективно определять уровень готовности специалистов к работе в реальных условиях. Анализ компетенций диспетчера УВД позволит своевременно принять превентивные меры для более качественной подготовки и устранения нарушений. Особое внимание уделено практической реализации методики. Предлагаемую методику целесообразно использовать при оценке персонала ОВД в совокупности с искусственным интеллектом. Внедрение данной системы будет способствовать повышению безопасности воздушного движения, снижению человеческого фактора в критических ситуациях и оптимизации процессов обучения в авиационных учебных центрах.

**Ключевые слова:** диспетчер УВД, профессиональная оценка, компетенция, тренажерная подготовка, принятие решений, искусственный интеллект, анализ данных, человеческий фактор.

**Для цитирования:** Кривогузов И.А., Прокопович А.Ю. Комплексная система оценки компетенции диспетчеров управления воздушным движением при подготовке на тренажерах // Научный Вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 6. С. 64–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-64-76

## Comprehensive competency assessment system for air traffic controllers during simulator training

I.A. Krivoguzov<sup>1</sup>, A.Y. Prokopovich<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Saint-Petersburg Regional Air Traffic Control Center, Saint-Petersburg, Russia

**Abstract:** Modern requirements for safety and efficiency in air traffic management (ATM) necessitate the improvement of training methods and the assessment of the competencies of air traffic controllers. This article proposes two methodologies for evaluating the professional skills and competency levels of air traffic controllers (ATCs). The first methodology is based on the classical subjective assessment method. The second methodology focuses on key job components evaluated objectively. Multicriteria analysis based on fuzzy logic theory allows for an effective and comprehensive assessment of ATCs competency levels. The evaluation scale enables the comparison of the characteristics of the analyzed competencies with various components to understand their impact on a specific controller. The developed multicriteria methodology includes a multi-level analysis of key competencies, such as situational awareness, cognitive load, operational decision-making, communication effectiveness, risk management and stress resistance. This method can be used to assess specialists at any level of experience – from newly employed individuals to

experienced professionals, as well as student controllers. Criteria for quantitative and qualitative assessment are proposed allowing for an objective determination of the specialists' readiness to work in real-world conditions. Analyzing the ATCs competencies will enable timely preventive measures to be taken for better training and the elimination of violations. Special attention is paid to the practical implementation of the methodology. The proposed approach is advisable to be used when assessing ATM personnel in combination with artificial intelligence. The implementation of this system will contribute to enhancing flight safety, reducing the impact of human factors in critical situations, and optimizing training processes in aviation training centers.

**Key words:** air traffic controller, professional assessment, competence, simulator training, decision-making, artificial intelligence, data analysis, human factor.

**For citation:** Krivoguzov, I.A., Prokopovich, A.Y. (2025). Comprehensive competency assessment system for air traffic controllers during simulator training. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 6, pp. 64–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-64-76

## Введение

Диспетчер управления воздушным движением (УВД) – одна из самых ответственных профессий [1]. Ошибка такого специалиста может привести к катастрофическим последствиям, поэтому тренировка требует строгой системы оценивания. Необходим комплексный подход, учитывающий теоретические знания, практические умения, а также автоматизированные навыки [2, 3]. В настоящее время оценка профессиональных качеств диспетчеров имеет ряд существенных ограничений и недостатков, а именно:

1) субъективность оценок (разные инструкторы могут по-разному интерпретировать одни и те же действия, а также иметь разные количественные критерии оценки);

2) статичность существующих методов оценки (упражнения не всегда учитывают динамику реальной рабочей ситуации и не имеют возможности адаптации к изменяющимся условиям);

3) узкую направленность оценок (инструкторы ставят акценты на фразеологию и выполнение технологических операций, при этом стрессоустойчивость, когнитивные способности и психологические аспекты не оцениваются).

Проще говоря, существующие сегодня методики оценки не позволяют оценить подготовку и компетенцию диспетчера корректно<sup>1</sup>. Разрабатываемая система оценок может решить эти проблемы: будет производиться

комплексная оценка профессиональных качеств, вырастет объективность оценки. В настоящей работе представлены методики оценки компетенции диспетчеров, которые могут быть применены на диспетчерском тренажере. В перспективе возможно внедрение адаптивных алгоритмов анализа действий диспетчера с помощью искусственного интеллекта и будет производиться прогноз профессионального роста и выгорания.

## Метод оценки компетенции диспетчера УВД путем оценки уровней знаний, умений и навыков

Перед тем как перейти к комплексным методам оценки, необходимо разобрать методику оценки через следующие параметры: знания, умения и навыки [4]. Однако предлагаются внести изменения путем ее реализации через математическую модель.

Знания (K – knowledge) – это фундаментальная база, которой обязан владеть каждый диспетчер УВД. Она включает нормативные документы, основные принципы и процедуры ОВД, авиационную метеорологию, аэродинамику, аeronавигацию, авиационный английский язык и стандартную фразеологию. Оценить данный параметр можно с помощью тестирований, устных и письменных экзаменов.

Умения (A – abilities) – способность диспетчера УВД применять знания в реальных условиях на рабочем месте, а именно: работа с различным оборудованием (индикатор воздушной обстановки, система коммутации ре-

<sup>1</sup> Учебный курс «Управление воздушным движением». ТУКЕ, Кошице, 2022.

Таблица 1  
Table 1

Система оценок  
Assessment system

Оценка	Знания (K), %	Умения (A), %	Навыки (S), %
Отлично	90–100	85–100	95–100
Хорошо	75–89	70–84	80–94
Удовлетворительно	60–74	50–69	65–79
Неудовлетворительно	< 60	< 50	< 65

чевой связи), работа с различным радиолокационным оборудованием и без него, решение конфликтных ситуаций и принятие решений. Оценить данный параметр можно в процессе розыгрышней управления воздушным движением (теоретических вопросов, где для диспетчера описывается воздушная обстановка, а диспетчер должен описать свои действия в предложенной ситуации) и занятиях на тренажере.

Навыки (S – skills) – автоматизированные действия диспетчера УВД, доведенные до совершенства. Скорость реакции на изменения воздушной обстановки, точность и четкость выдаваемых команд и устойчивость к стрессу являются показателями уровня навыков. Оценить данный параметр можно через стресс-тесты при высокой интенсивности воздушного движения, а также хронометраж реакций диспетчера.

Компетенция (C – competence) – характеристика специалиста, объединяющая знания, умения и навыки [5]. Для количественной оценки предлагается следующая линейная взвешенная модель:

$$C = \alpha \cdot K + \beta \cdot A + \gamma \cdot S, \quad (1)$$

где C – итоговая компетенция (%), K – оценка знаний (%), A – оценка умений (%), S – оценка навыков (%),  $\alpha = \frac{1}{3}$ ,  $\beta = \frac{1}{3}$ ,  $\gamma = \frac{1}{3}$  – коэффициенты веса каждого параметра.

Выбор значений данных коэффициентов обусловлен равной важностью параметров для работы. Для диспетчера одинаково важ-

ны и знания, и умения, и навыки, следовательно, коэффициенты веса должны быть равны.

В табл. 1 представлены критерии оценки по каждому параметру.

В табл. 2 представлена градация оценок компетенции диспетчеров УВД по предложенной математической модели.

Для понимания оценки необходимо рассмотреть несколько примеров. Для этого по формуле (1) необходимо выполнить расчет оценки компетенции.

Пример 1.  $K = 74 \%$ ,  $A = 81 \%$ ,  $S = 73 \%$ .

$$C = \frac{1}{3} \cdot 74 \% + \frac{1}{3} \cdot 81 \% + \frac{1}{3} \cdot 73 \% = 76 \%$$

Диспетчер уровня «Компетентный», может работать самостоятельно, но требует наблюдения.

Пример 2.  $K = 94 \%$ ,  $A = 89 \%$ ,  $S = 89 \%$ .

$$C = \frac{1}{3} \cdot 94 \% + \frac{1}{3} \cdot 89 \% + \frac{1}{3} \cdot 89 \% = 90,7 \%$$

Диспетчер уровня «Эксперт», может работать самостоятельно.

Пример 3.  $K = 96 \%$ ,  $A = 87 \%$ ,  $S = 61 \%$ .

$$C = \frac{1}{3} \cdot 96 \% + \frac{1}{3} \cdot 87 \% + \frac{1}{3} \cdot 61 \% = 81,3 \%$$

Диспетчер уровня «Профессионал», может работать самостоятельно.

Таблица 2  
Table 2

Шкала уровня компетенций  
Competency level scale

Уровень	Диапазон, %	Характеристика	Допуск к работе
Эксперт	90–100	Автоматизм в принятии решений, безупречное знание нормативов	Самостоятельно
Профессионал	80–89	Стабильно высокие показатели, редкие ошибки, хорошая стрессоустойчивость	Самостоятельно
Компетентный	70–79	Соответствует стандартам, но требует периодического контроля	Самостоятельно, но требует наблюдения
Стажер	60–69	Основные знания/навыки есть, но недостаточно опыта для самостоятельной работы	Только с инструктором
Неудовлетворительно	< 60	Критические пробелы в знаниях/навыках, высокий риск ошибок	Не допущен

Таблица 3  
Table 3

Весовая матрица решений  
Decision weight matrix

Категория решения	Примеры	Вес ( $\omega_i$ )	Логика веса
Критические (A)	Изменение эшелона	1,5	Высокая ответственность
Тактические (B)	Изменение маршрута, регулирование скорости	1,2	Влияние на поток
Операционные (C)	Разрешения на взлет/посадку	1	Стандартные операции
Рутинные (D)	Запросы информации, подтверждения	0,8	Низкий риск

## Мультикритериальный метод оценки компетенций

Для оценки компетенций диспетчера (С) предлагаемым мультикритериальным методом необходимо оценить 5 параметров: точность принимаемых решений ( $K_1$ ), скорость реакции ( $K_2$ ), эффективность управления ( $K_3$ ), стрессоустойчивость ( $K_4$ ) и соблюдение процедур ОВД ( $K_5$ ).

**1. Точность принимаемых решений** [6, 7] – это способность диспетчера выдавать корректные команды в различных ситуациях.

$$K_1 = \frac{N_{\text{пр}}}{N}, \quad (2)$$

где  $N_{\text{пр}}$  – количество правильно принятых решений,  $N$  – общее количество решений.

Данную формулу можно представить в следующем варианте:

$$K_1 = \frac{\sum_1^n c_i \cdot \omega_i}{\sum_1^n t_i \cdot \omega_i}, \quad (3)$$

где  $n$  – количество принятых решений,  $c_i$  – бинарный индикатор корректности  $i$ -го решения (1 – верно, 0 – неверно),  $t_i$  – факт принятия  $i$ -го решения (1 – решение принято),  $\omega_i$  – весовой коэффициент  $i$ -го типа решения.

В табл. 3 представлена весовая матрица решений.

Таблица 4  
Table 4

Таблица принятых решений  
Decision table

Тип решения	Текст решения	Эталон	$\omega_i$	$c_i$
A	Climb to FL350	FL360	1,5	0
B	Turn left heading 270	270	1,2	1
B	Maintain Mach 0,76	0,76	1,2	1
D	Contact Moscow-Control 127,5	125,5	0,8	0

Таблица 5  
Table 5

Время реакции на ситуации  
Reaction time on situations

Тип ситуации	$t_0$ (с)	Допустимый предел	$\omega_i$
Экстренные (нарушение интервалов)	2,5	5	1,5
Критические (отклонения от выданных разрешений)	5	10	1,2
Стандартные (запросы)	10	20	1
Информационные	15	30	0,8

Для понимания прикладного применения настоящей таблицы необходимо рассмотреть пример расчета данного коэффициента. Диспетчер провел тренажерную сессию и принял 4 решения, которые приведены в табл. 4.

По формуле (3) выполняется расчет параметра:

$$K_1 = \frac{0 \cdot 1,5 + 1 \cdot 1,2 + 1 \cdot 1,2 + 0 \cdot 0,8}{1 \cdot 1,5 + 1 \cdot 1,2 + 1 \cdot 1,2 + 1 \cdot 0,8} = \frac{2,4}{4,7} = 0,51.$$

**2. Скорость реакции** [8] – время от момента возникновения ситуации до момента принятия диспетчером решения.

$$K_{2i} = \frac{1}{1+e^{0,5 \cdot (t-t_0)}}, \quad (4)$$

где  $t$  – фактический уровень реакции, который измеряется как разница между временем реакции и временем появления события,  $t_0$  – эталонное время реакции.

В табл. 5 представлены эталонное и максимально допустимое время реакции на различные по значимости ситуации, а также весовой коэффициент важности каждой ситуации.

Для понимания прикладного применения табл. 5 необходимо рассмотреть пример расчета данного коэффициента. Диспетчер провел тренажерную сессию и разрешил 3 ситуации, которые приведены в табл. 6.

Необходимо выполнить расчет скорости реакции на каждую ситуацию, а потом суммировать через весовые коэффициенты.

$$K_2 = \frac{\sum_1^n K_{2i} \cdot \omega_i}{\sum_1^n \omega_i}, \quad (5)$$

где  $n$  – количество ситуаций, разрешенных диспетчером,  $\omega_i$  – весовой коэффициент  $i$ -й ситуации.

$$K_{24} = \frac{1}{1+e^{0,5 \cdot (13,2-15)}} = 0,711;$$

$$K_{23} = \frac{1}{1+e^{0,5 \cdot (4,4-10)}} = 0,943;$$

$$K_{22} = \frac{1}{1+e^{0,5 \cdot (3,6-5)}} = 0,668;$$

$$K_2 = \frac{0,711 \cdot 0,8 + 0,943 \cdot 1 + 0,668 \cdot 1,2}{0,8 + 1 + 1,2} = \frac{2,31}{3} = 0,77.$$

Таблица 6  
Table 6

Разрешенные ситуации за время тренировки  
Solved situations during training

Ситуация	Тип	t (с)	t <sub>0</sub> (с)	ω <sub>i</sub>
Запрос метеорологической информации	Информационная	13,2	15	0,8
Запрос на смену эшелона	Стандартная	4,4	10	1
Отклонение от разрешенного эшелона	Критическая	3,6	5	1,2

Таблица 7  
Table 7

Весовые коэффициенты задержки  
Delay weight coefficients

Категория ВС	Примеры	ω <sub>i</sub>	Обоснование	t <sub>зад, max</sub>
Экстренные	HEAD, борт с бедствием/срочностью и т. п.	2	Высший приоритет	5
Пассажирские	Грузовые и пассажирские перевозки	1,5	Коммерческая значимость	15
Государственная авиация	Полеты военной транспортной авиации под управлением диспетчера	1,2	Интересы Министерства обороны	30
Прочее	Авиация общего назначения	0,8	Низкое влияние на поток	45

**3. Эффективность управления** – способность диспетчера минимизировать задержки каждого воздушного судна. Под задержками здесь понимаются не только зона ожидания, но и векторение и ограничения по скорости.

$$K_3 = 1 - \frac{\sum t_{\text{зад}}}{t_{\text{зад, max}}}, \quad (6)$$

где  $\sum t_{\text{зад}}$  – суммарное время задержки воздушных судов в результате процедур ОВД,  $t_{\text{зад, max}}$  – максимально допустимое время задержки воздушных судов, определенное задачами упражнения.

Данный параметр можно представить в следующем виде:

$$K_{3i} = 1 - \frac{\sum_1^n t_{\text{зад, факт}_i}}{\sum_1^n t_{\text{зад, max}_i}}, \quad (7)$$

где  $t_{\text{зад, факт}_i}$  – фактическое время задержки  $i$ -го воздушного судна в результате процедур ОВД,  $t_{\text{зад, max}_i}$  – максимально допустимое время задержки  $i$ -го воздушного судна.

Весовые коэффициенты задержки различных категорий воздушных судов представлены в табл. 7.

Для понимания прикладного применения табл. 7 необходимо рассмотреть пример расчета данного коэффициента. Диспетчер провел тренажерную сессию и методами ОВД задержал четыре воздушных судна. Время задержек приведено в табл. 8.

Необходимо выполнить расчет коэффициента эффективности управления диспетчера на каждое задержанное воздушное судно, а потом суммировать через весовые коэффициенты.

$$K_3 = \frac{\sum_1^n K_{3i} \cdot \omega_i}{\sum_1^n \omega_i}, \quad (8)$$

Таблица 8  
Table 8

Время задержек во время тренировки  
Delay time during training

Позывной	Категория ВС	$t_{\text{зад,факт}}$ , мин	$t_{\text{зад, max}}$
AFL1354	Пассажирские	8	15
AZO1574	Пассажирские	12	15
RSD801	Экстренные	2	5
76142	Государственная авиация	20	30

где  $n$  – количество задержанных воздушных судов,  $\omega_i$  – весовой коэффициент  $i$ -й категории воздушных судов.

$$K_{32} = 1 - \frac{8+12}{15+15} = 1 - \frac{20}{30} = 0,333;$$

$$K_{31} = 1 - \frac{2}{5} = 0,6;$$

$$K_{33} = 1 - \frac{20}{30} = 0,333;$$

$$K_3 = \frac{0,333 \cdot 1,5 + 0,6 \cdot 2 + 0,333 \cdot 1,2}{1,5 + 2 + 1,2} = \frac{2,1}{4,7} = 0,45.$$

**4. Стрессоустойчивость** – сохранение работоспособности диспетчера при повышенной нагрузке.

$$K_4 = \frac{1}{1 + e^{-0,5 \cdot (S - S_0)}}, \quad (9)$$

где  $S$  – текущий уровень стресса ( $S \in [0; 10]$ ),  $S_0$  – пороговое значение стресса для диспетчера УВД ( $S_0 = 5$ ).

Текущий уровень стресса можно вычислить через комплексную оценку объективных показателей состояния диспетчера с учетом текущей нагрузки:

$$S = 0,3 \cdot P + 0,4 \cdot W + 0,3 \cdot E, \quad (10)$$

где  $P$  – физиологические показатели ( $P \in [0; 10]$ ),

$W$  – рабочая нагрузка ( $W \in [0; 10]$ ),

$E$  – эмоциональное состояние ( $E \in [0; 10]$ ).

Выбор значений этих коэффициентов обусловлен важностью параметров для оценки стресса. Для диспетчера одинаково важны и физиологические показатели, и рабочая нагрузка, и эмоциональное состояние, следовательно, коэффициенты веса должны быть равны, однако главным параметром и мерой работы диспетчера является именно рабочая нагрузка, то есть сложность воздушной обстановки (интенсивность воздушного движения, особые случаи и метеорологическая обстановка), поэтому данному показателю дается больший вес.

Для оценки физиологических параметров ( $P$ ) необходимо использовать медицинское оборудование. Мониторинг состояния диспетчера предлагается выполнять по трем параметрам: вариабельности сердечного ритма [9], кожно-гальванической реакции [10] и температуре [11].

Вариабельность сердечного ритма – это показатель колебаний между сердечными сокращениями. Для оценки состояния диспетчера предлагается использовать шкалу, изображенную в табл. 9.

Кожно-гальваническая реакция является показателем работоспособности вегетативной нервной системы. Мониторинг данного параметра будет аналогичен методу мониторинга на полиграфе: датчики на пальцах будут замерять электрическое сопротивление кожи. Для оценки стресса предлагается использовать табл. 10.

Температура тела также является показателем стресса. Поэтому ее падение на 1 °C будет являться признаком стресса. Каждый

Таблица 9  
Table 9

Шкала вариабельности сердечного ритма  
Heart rate variability scale

Уровень	Показатели, мс	Оценка
Норма	60–100	$P = 3$
Умеренный стресс	30–59	$P = 6$
Высокий стресс	< 30	$P = 9$

Таблица 10  
Table 10

Сопротивление кожи и уровень стресса  
Skin resistance and stress level

Уровень	Показатели, кОм	Оценка
Покой	$\approx 300$	$P = 0$
Умеренный стресс	100–200	$P = 1$
Высокий стресс	< 100	$P = 2$

Таблица 11  
Table 11

Рабочая нагрузка  
Workload

Параметры	Показатели	Оценка
Интенсивность воздушного движения	< 15 ВС/ч	$W = 3$
	15–24 ВС/ч	$W = 6$
	$\geq 25$ ВС/ч	$W = 9$
Особые условия	PAN PAN	$W = 1$
	MAY DAY	$W = 2$
Метеорологическая обстановка	Турбулентность	$W = 1$
	Грозовая деятельность	$W = 2$
	Обледенение	$W = 1$

градус падения температуры будет иметь оценку стресса  $P = 1$ .

Для оценки рабочей нагрузки ( $W$ ) необходимо использовать комплексный анализ интенсивности воздушного движения, особых случаев и метеорологической обстановки. Оценки компонентов рабочей нагрузки представлены в табл. 11.

Для оценки эмоционального состояния [12] диспетчера ( $E$ ) необходимо анализировать кинесику человека [13] и качество ведения

радиообмена. Оценки компонентов рабочей нагрузки представлены в табл. 12.

Для понимания прикладного применения приведенных таблиц необходимо рассмотреть пример расчета данного коэффициента. Диспетчер провел тренажерную сессию со следующими показателями: вариация сердечного ритма – 73 мс, электрическое сопротивление кожи – 184 кОм, температура тела изменилась на 1 °C, на управлении находилось 27 воздушных судов,

Таблица 12  
Table 12

Эмоциональное состояние  
Emotional condition

Параметры	Характеристики	Показатели	Оценка
Качество ведения радиообмена	Дрожание голоса	–	$E = 2$
	Громкость голоса	$> 220$ дБ	$E = 1$
	Стресс-слова <sup>2</sup>	1 слово	$E = 1$
Кинесика	Напряжение лица (изменение цвета)	–	$E = 1$
	Непроизвольные жесты	–	$E = 1$

Таблица 13  
Table 13

Весовая матрица нарушений  
Violation weight matrix

Категория нарушения	Пример	Вес ( $\omega_i$ )
Критические (C)	Несоблюдение эшелонирования	0,5
Значительные (S)	Ошибка в передаче разрешения	0,3
Умеренные (M)	Нестандартная фразеология	0,15
Малозначительные (L)	Задержка подтверждения	0,05

диспетчер использовал три стресс-слова, лицо покраснело.

Если перевести данные показатели в цифры и подставить результаты в формулу (10), то

$$\begin{aligned}
 S &= 0,3 \cdot P + 0,4 \cdot W + 0,3 \cdot E = \\
 &= 0,3 \cdot (3 + 1 + 1) + 0,4 \cdot 9 + 0,3 \times \\
 &\times (3 + 1) = 0,3 \cdot 5 + 0,4 \cdot 9 + 0,3 \cdot 4 = \\
 &= 1,5 + 3,6 + 1,2 = 6,3.
 \end{aligned}$$

Далее по формуле (9) получится параметр стрессоустойчивости  $K_4$ :

$$K_4 = \frac{1}{1+e^{-0,5 \cdot (6,3-5)}} = 0,66.$$

<sup>2</sup> К стресс-словам относятся следующие: немедленно, сейчас, срочно и т. п.

**5. Соблюдение процедур** – точность следования установленным требованиям и правильность команд.

$$K_5 = 1 - \frac{\sum N}{N_{max}}, \quad (11)$$

где  $\sum N$  – суммарное количество нарушений,  $N_{max}$  – максимально допустимое количество нарушений.

Данную формулу можно представить в следующем варианте:

$$K_5 = 1 - \frac{\sum N_i \cdot \omega_i}{\sum N_{i max} \cdot \omega_i}, \quad (12)$$

где  $N_i$  – количество нарушений  $i$ -го типа,  $N_{i max}$  – максимально допустимое количество нарушений  $i$ -го типа,  $\omega_i$  – весовой коэффициент  $i$ -го типа нарушения.

В табл. 13 представлена весовая матрица решений.

Для стандартной тренажерной сессии допускаются следующие нарушения: критические (С) – 0, значительные (S) – 1, умеренные (M) – 3, малозначительные (L) – 7.

Для понимания прикладного применения табл. 13 необходимо рассмотреть пример расчета данного коэффициента. Диспетчер провел тренажерную сессию и допустил 5 ошибок: 2 значительные, 1 умеренную и 2 малозначительные.

По формуле (12) выполняется расчет параметра:

$$K_5 = \frac{0 \cdot 0,5 + 2 \cdot 0,3 + 1 \cdot 0,15 + 2 \cdot 0,05}{0 \cdot 0,5 + 1 \cdot 0,3 + 3 \cdot 0,15 + 7 \cdot 0,05} = \frac{0,85}{1,1} = 0,72.$$

Стоит отметить, что каждый коэффициент может рассматриваться на дистанции. Например, это очень эффективно при процессе стажировки, когда коэффициенты будут

$$C = 0,25 \cdot K_1 + 0,2 \cdot K_2 + 0,2 \cdot K_3 + 0,2 \cdot K_4 + 0,15 \cdot K_5. \quad (14)$$

Каждому коэффициенту соответствует свой вес. Они должны быть равны, однако выбор предложенных значений коэффициентов зависел от важности параметров для работы диспетчера. Параметры и их важность возможно интерпретировать следующим образом: параметр  $K_1$  (точность принимаемых решений) критически важен для безопасности воздушного движения, параметр  $K_2$  (скорость реакции) отражает время от возникновения ситуации до ее решения, параметр  $K_3$  (эффективность управления) отражает оптимизацию потока воздушных судов диспетчером, параметр  $K_4$  (стрессоустойчивость) критически важен при нештатных ситуациях и высокой интенсивности и параметр  $K_5$  (со-

изменяться по накопительному эффекту каждой тренировки. Коэффициент будет рассчитываться по следующей формуле:

$$K_{n_{\text{сред}}} = 0,7 \cdot K_{n_{\text{посл}}} + 0,3 \cdot K_{n_{\text{тек}}}, \quad (13)$$

где  $K_{n_{\text{посл}}}$  – коэффициент предыдущей тренировки,  $K_{n_{\text{тек}}}$  – коэффициент текущей тренировки.

Стоит отметить, что совершенствование способностей диспетчера УВД крайне важно, поэтому расчет каждого коэффициента будет производиться после каждой тренировки с визуализацией динамики в виде графика.

**Оценка уровня компетенции** диспетчера производится взвешенной суммой [14–16] всех пяти коэффициентов по следующей формуле:

блюдение процедур) отражает правильность команд и фразеологии, но частично дублируется в параметре  $K_1$ .

Для более точной оценки компетенции необходимо учитывать опыт работы диспетчера:

$$C' = C \cdot (1 + 0,01 \cdot t), \quad (15)$$

где  $t$  – опыт работы диспетчера в годах, причем для стажа работы больше 15 лет параметр  $t$  перестает изменяться и равен 15.

Необходимо подвести итог исследования и понять, насколько конкретный диспетчер с опытом работы 11 лет компетентен на данный момент:

$$C = 0,25 \cdot 0,51 + 0,2 \cdot 0,77 + 0,2 \cdot 0,45 + 0,2 \cdot 0,66 + 0,15 \cdot 0,72 = 0,6115.$$
$$C' = 0,6115 \cdot (1 + 0,01 \cdot 11) = 0,68.$$

Для понимания уровня компетенции диспетчера необходимо воспользоваться табл. 14.

Таблица 14  
Table 14

Интерпретация результатов  
Results interpretation

Диапазон компетентности	Оценка	Уровень	Характеристика
0,9–1,0	Компетентный	Эксперт	Работа на сложных секторах, рекомендуется работать инструктором
0,75–0,89	Компетентный	Профессионал	Работа на простых секторах, есть потенциал для роста
0,6–0,74	Некомпетентный	Начинающий	Требуется контроль за работой, необходимы дополнительные тренировки
< 0,6	Некомпетентный	Некомпетентный	Работа невозможна, необходимы интенсивные тренировки

## Заключение

В статье представлены две методики оценки компетенций диспетчеров. Стоит отметить, что практического внедрения заслуживает вторая методика, поскольку позволяет комплексно и всесторонне оценить подготовку диспетчеров. Комбинация оценки инструктором тренажера, искусственным интеллектом, а также анализ биометрических показателей диспетчера имеет огромный потенциал для улучшения качества подготовки. Предложенная в статье методика имеет патентный потенциал для совершенствования диспетчерских тренажеров.

Разработка и внедрение комплексной системы оценки компетенции диспетчеров УВД при подготовке на тренажерах является важным шагом в повышении качества профессиональной подготовки и обеспечения безопасности воздушного движения. Внедрение такой системы позволяет не только объективно оценивать уровень знаний и навыков диспетчеров, но и выявлять слабые места в их подготовке, что способствует своевременной коррекции учебного процесса.

Основные преимущества предложенной системы включают:

1) объективность оценки: использование стандартизованных критериев и автомати-

зированных инструментов исключает субъективность в оценке компетенций;

2) индивидуализацию обучения: система позволяет адаптировать учебные программы под конкретные потребности каждого диспетчера, что повышает эффективность подготовки;

3) моделирование реальных ситуаций: тренажеры с интегрированной системой оценки позволяют отрабатывать как стандартные, так и нештатные ситуации, что способствует развитию навыков принятия решений в сложных условиях;

4) использование современных технологий: внедрение искусственного интеллекта и анализа данных позволяет автоматизировать процесс оценки и предоставлять детализированную обратную связь.

Однако для успешного внедрения системы необходимо учитывать ряд факторов: техническую оснащенность тренажерных комплексов, подготовку инструкторов и постоянное обновление методик оценки в соответствии с изменениями в нормативных документах. Дальнейшее развитие системы оценки компетенции диспетчеров УВД может быть связано с интеграцией новых технологий, таких как машинное обучение, анализ больших данных и виртуальная реальность, что позволит еще больше повысить реалистичность и эффективность подготовки. Таким образом, комплексная си-

стема оценки компетенции диспетчеров УВД на тренажерах является важным инструментом для обеспечения высокого уровня професионализма и безопасности в управлении воздушным движением. Ее внедрение способствует не только повышению качества подготовки специалистов, но и укреплению доверия к авиационной отрасли в целом.

## Список литературы

1. Григорецкий В.А., Неделько В.Н., Паленый А.С. Модели оценки деятельности авиадиспетчеров в реагировании на проблемные ситуации на диспетчерских тренажерах // Вестник НТУ «ХПИ». 2015. № 33 (1142). С. 28–37.
2. Шapiro С.А. Инновационные подходы к управлению персоналом в авиации. М.: Транспорт, 2011. 256 с.
3. Маслов Е.В. Управление персоналом предприятия: учеб. пособие / Под ред. П.В. Шеметова. М.: ИНФРА-М; Новосибирск: НГАЭиУ, 1999. 312 с.
4. Лемов Д., Вулвей Э., Ецк К. От знаний к навыкам. Универсальные правила тренировки любых умений / Пер. с англ. Е. Бузниковой. 2-е изд. М.: Манн, Иванов и Фарбер, 2016. 304 с.
5. Спенсер Л.М., Спенсер С.М. Компетенции на работе: пер. с англ. М.: Гиппо, 2010. 384 с.
6. Нельке М. Учимся принимать решения. Быстро, точно, правильно: пер. с нем. Д.В. Ковалевой. М.: Омега-Л, 2006. 127 с.
7. Ларичев О.И. Теория и методы принятия решений: учебник. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Логос, 2006. 392 с.
8. Бойко Е.И. Время реакции человека. История, теория, современное состояние и практическое значение хронометрических исследований. М.: Медицина, 1964. 440 с.
9. Соболев А.В. Методы анализа вариабельности сердечного ритма на длительных промежутках времени. М.: Медпрактика, 2009. 172 с.
10. Молчанов А.Ю. «Полиграф». Теория, эксперимент, практика // А.Ю. Молчанов, Б.А. Туребеков, О.С. Розова, Е.А. Гайворонский. М.: Международная Академия исследования лжи, Центр прогрессивных технологий детекции лжи, 2020. 140 с.
11. Сапольски Р. Психология стресса. 3-е изд. СПб.: Питер, 2015. 480 с.
12. Барканова О.В. Методики диагностики эмоциональной сферы: психологический практикум. Вып. 2. Красноярск: Литера-принт, 2009. 237 с.
13. Birdwhistell R.L. Kinesics and context: Essays on body motion communication. Philadelphia: University of Pennsylvania Press, 1970. 352 p.
14. Подиновский В.В. Аксиоматическое решение проблемы оценки важности критериев в многокритериальных задачах принятия решений // Современное состояние теории исследования операций. М.: Наука; Физматлит, 1979. С. 117–145.
15. Подиновский В.В. Введение в теорию важности критериев в многокритериальных задачах принятия решений: учеб. пособие. М.: Физматлит, 2007. 64 с.
16. Салтыков С.А. Экспериментальное сопоставление методов взвешенной суммы, теории полезности и теории важности критериев для решения многокритериальных задач с балльными критериями // Управление большими системами: сборник трудов. 2010. № 29. С. 16–41.

## References

1. Grigoretsky, V.A., Nedelko, V.N., Palenny, A.S. (2015). Models for assessing the performance of air traffic controllers in responding to problem situations on ATC simulators. *Vestnik NTU "KhPI"*, no. 33 (1142), pp. 28–37. (in Russian)
2. Shapiro, S.A. (2011). Innovative approaches to personnel management in aviation. Moscow: Transport, 256 p. (in Russian)
3. Maslov, Ye.V. (1999). Enterprise personnel management: a textbook, in Shemetov P.V. (ed). Moscow: INFRA-M; Novosibirsk: NGAUiU, 312 p. (in Russian)

4. Lemov, D., Woolway, E., Yezzi, K. (2012). Practice perfect: 42 rules for getting better at getting better. Hoboken, NJ: Wiley, 304 p.
5. Spencer, L.M., Spencer, S.M. (1993). Competence at work: Models for superior performance. New York: Wiley, 384 p.
6. Nölke, M. (2002). Entscheidungen treffen: Schnell, sicher, richtig. Haufe Verlag, 130 p. (in German)
7. Lalichev, O.I. (2006). Theory and methods of decision making: Textbook. 3rd ed., revised and expanded edition. Moscow: Logos, 392 p. (in Russian)
8. Boyko, E.I. (1964). Human reaction time: history, theory, current state, and practical significance of chronometric research. Moscow: Meditsina, 440 p. (in Russian)
9. Sobolev, A.V. (2009). Methods for analyzing heart rate variability over long time intervals. Moscow: Medpraktika, 172 p. (in Russian)
10. Molchanov, A.Yu., Turebekov, B.A., Rozova, O.S., Gaivoronskiy, E.A. (2020). "Polygraph": Theory, Experiment, Practice. Moscow: Mezhdunarodnaya Akademiya issledovaniya lzhi. Tsentr progressivnykh technologiy detektsii lzhi, 140 p. (in Russian)
11. Sapolsky, R. (2015). The psychology of stress. 3rd ed. St. Petersburg: Piter, 480 p. (in Russian)
12. Barkanova, O.V. (2009). Methods for diagnosing the emotional sphere: A psychological practicum. Krasnoyarsk: Litera-Print, issue 2, 237 p. (in Russian)
13. Birdwhistell, R.L. (1970). Kinesics and context: Essays on body motion communication. Philadelphia: University of Pennsylvania Press, 352 p.
14. Podinovskiy, V.V. (1979). Axiomatic solution to the problem of assessing the importance of criteria in multicriteria decision-making problems. In: Sovremennoye sostoyaniye teorii issledovaniya operatsiy. Moscow: Nauka, Fizmatlit, pp. 117–145. (in Russian)
15. Podinovskiy, V.V. (2007). Introduction to the theory of criterion importance in multicriteria decision-making: Textbook. Moscow: Fizmatlit, 64 p. (in Russian)
16. Saltykov, S.A. (2010). Experimental comparison of methods of weighted sum, utility theory and criteria importance theory for the solution of multicriteria problems with score criteria. In: Upravleniye bolshimi sistemami: sbornik trudov, no. 29, pp. 16–41. (in Russian)

## Сведения об авторах

**Кривогузов Иван Александрович**, диспетчер ОНУВД РДЦ, Региональный центр ЕС ОрВД (Санкт-Петербург), krivoguzov78@yandex.ru.

**Прокопович Артемий Юрьевич**, диспетчер ОНУВД РДЦ, Региональный центр ЕС ОрВД (Санкт-Петербург), procopovitch-artyom@mail.ru.

## Information about the authors

**Ivan A. Krivoguzov**, Air Traffic Controller, Regional Control Center, En-route Control (Saint-Petersburg), krivoguzov78@yandex.ru.

**Artemii Y. Prokopovich**, Air Traffic Controller, Regional Control Center, En-route Control (Saint-Petersburg), procopovitch-artyom@mail.ru.

Поступила в редакцию 20.04.2025  
Одобрена после рецензирования 16.06.2025  
Принята в печать 20.11.2025

Received 20.04.2025  
Approved after reviewing 16.06.2025  
Accepted for publication 20.11.2025

**МАШИНОСТРОЕНИЕ**

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

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-77-97

**Аэродинамическое проектирование компоновок крыльев  
учебно-тренировочного и пилотажного самолетов**

**Ю.С. Михайлов<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт  
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

**Аннотация:** Учебно-тренировочный самолет – особый класс легких самолетов, предназначенных для первоначальной летной подготовки пилотов и поддержания навыков управления на требуемом уровне. Использование специально разработанных учебных самолетов с дополнительными функциями безопасности, такими как tandemное управление, благоприятное поведение аэродинамических характеристик на больших углах атаки и упрощенная компоновка кабины, позволяет летчикам безопасно осваивать навыки управления самолетом. Поступательный подход к летной подготовке пилотов гражданской и военной авиации обычно начинается с освоения навыков управления на самолетах первоначального обучения. В настоящее время российский парк самолетов первоначального обучения укомплектован преимущественно самолетами Як-52, разработанными в ОКБ Яковлева в 1974 году на основе пилотажного самолета Як-50. Дальнейшее совершенствование летного мастерства может быть осуществлено на пилотажных самолетах акробатической категории, разработанных в ОКБ Сухого, например на самолетах Су-26. Техническими факторами, оказывающими влияние на безопасность обучения и уровень подготовки пилотов, являются надежность и летно-технические характеристики самолетов. Летно-технические характеристики зависят в основном от аэродинамики крыла, а также от располагаемой эффективности органов управления и характеристик выбранной силовой установки. Уровень и характер поведения подъемной силы, создаваемой крылом, в том числе на больших углах атаки, определяются формой крыла в плане и характеристиками установленных профилей. Аэродинамика крыла также оказывает существенное влияние на характеристики управляемости самолета и возможности безопасного пилотирования в эксплуатационном диапазоне режимов полета. Таким образом, выполнение требований, связанных с обеспечением заявленного уровня аэродинамических характеристик самолета, а также управляемости на больших углах атаки, являются основной целью проектирования крыла.

**Ключевые слова:** требования, методология проектирования, анализ расчетных результатов, испытания в аэродинамических трубах.

**Для цитирования:** Михайлов Ю.С. Аэродинамическое проектирование компоновок крыльев учебно-тренировочного и пилотажного самолетов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 6. С. 77–97. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-77-97

**Aerodynamic wing design of a training and aerobatic aircraft**

**Yu.S. Mikhailov<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

**Abstract:** The trainer aircraft is a special class of light aircraft designed for initial flight training pilots and maintaining control skills at the required level. The use of specially designed trainer aircraft with additional safety features such as tandem control,

favorable behavior of aerodynamic characteristics at high angles of attack and simplified cockpit layout allows pilots to master safely control skills of the aircraft. A step-by-step approach of flight training for civil and military pilots usually begins with mastering control skills on initial training aircraft. Currently, the Russian fleet of initial training aircraft is equipped primarily with Yakovlev Yak-52 aircraft, developed by the Yakovlev Design Bureau in 1974 based on the Yakovlev Yak-50 aerobatic aircraft. Further improvement of flight skills can be achieved on aerobatic aircraft category developed by the Sukhoi Design Bureau, for example, the Sukhoi Su-26 aircraft. Technical factors that influence the safety of training and the level of pilot training are the reliability and aircraft flight performance. Aircraft flight performance depends mainly on the wing aerodynamics, as well as on the available effectiveness of the control surfaces and the characteristics of the selected power plant. The level and nature of the behavior of the lift generated by the wing, including the one at high angles of attack, are determined by the wing planform and the characteristics of the assigned profile. Wing aerodynamics also has a significant impact on the aircraft controllability characteristics and safe piloting capabilities in the operational range of flight modes. Thus, meeting the requirements associated with ensuring the declared level of aircraft aerodynamic characteristics, as well as controllability at high angles of attack, together are the main goal of wing design.

**Key words:** requirements, design methodology, analysis of calculation results, wind tunnel testing.

**For citation:** Mikhailov, Yu.S. (2025). Aerodynamic wing design of a training and aerobatic aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 6, pp. 77–97. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-6-77-97

## Введение

Повышенный уровень аварий учебно-тренировочных самолетов (УТС) связан с отсутствием временной возможности для исправления ошибок пилотирования. Согласно статистическим данным [1] большая часть несчастных случаев происходит во время посадки и отработки маневров при совершенствовании летного мастерства. Среди них потеря управления самолетом является наиболее часто упоминаемым причинным фактором и распространенным случаем в цепочке предшествующих событий, связанных с выходом самолета на большие углы атаки и последующим «сваливанием» [2, 3]. Скорость начала сваливания определяется нагрузкой на крыло и значением коэффициента максимальной подъемной силы крыла. Характеристики сваливания зависят от формы крыла в плане, аэродинамических характеристик и наличия геометрической крутки сечений крыла. Превышение критического угла атаки может привести к отрыву потока с большей части верхней поверхности крыла и существенной потере подъемной силы, а также увеличению сопротивления, что приводит к быстрой потере высоты полета. Неравномерное развитие отрыва потока с консоляй крыла может также вызвать авторотацию самолета с возможным переходом в режим штюпора, выход из которого требует наличия большей высоты и скординированных действий пилота [4].

Безопасность управления УТС можно повысить за счет использования наземных тренажеров для отработки методики управления самолетом на критических режимах полета. Важное влияние может также оказывать разработка компоновок крыла самолета с благоприятными характеристиками сваливания на больших углах атаки. Основными факторами, которые определяют благоприятные характеристики сваливания, являются адекватное предупреждение пилота о начале сваливания, постепенное его развитие с увеличением угла атаки без тенденции к возникновению вращения относительно продольной оси и потери управляемости самолета. Большая часть этих характеристик может быть обеспечена на этапе предварительного проектирования крыла. Выбор профиляровки и защита концевых сечений крыла от преждевременного отрыва потока на больших углах атаки обеспечивают сохранение эффективности элеронов, необходимое для исключения «опрокидывания» (upset) на крыло [5, 6].

Отсутствие механизации передней кромки у большинства легких самолетов создает дополнительную проблему, связанную с обеспечением безопасности режимов полета на малых скоростях. Используемая на ряде компоновок крыла специальная «зубчатая» геометрия передней кромки, а также установка гребней и вихревых генераторов на верхней поверхности позволяют устраниить развитие локальных зон отрыва потока по размаху без

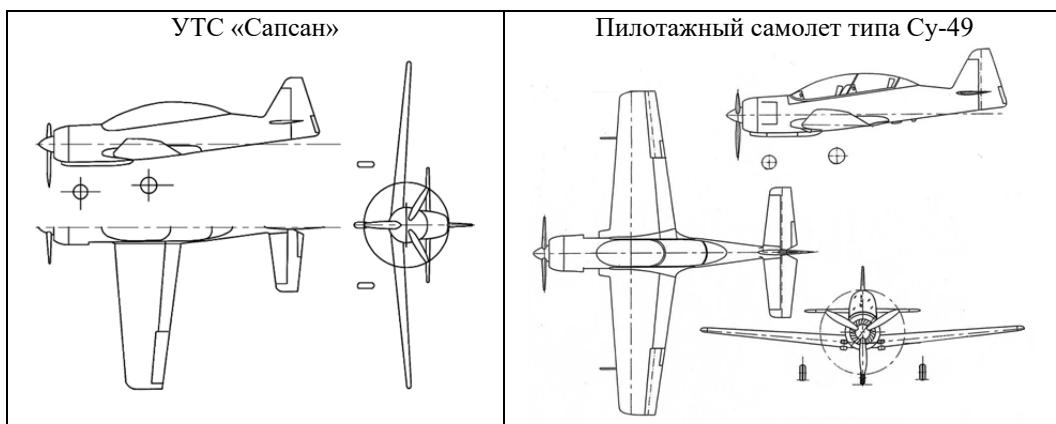


Рис. 1. Схемы компоновок самолетов  
Fig. 1. Aircraft layout diagrams

серьезных изменений конфигурации на заключительных этапах разработки компоновки крыла [7]. Плавное снижение несущих свойств крыла на больших углах атаки и обеспечение эффективности хвостового оперения требует также тщательной отработки геометрии зализа в месте сопряжения крыла с фюзеляжем. Последнее особенно важно для компоновок самолетов с нижним расположением крыла.

Существуют различные методы и приемы проектирования крыла самолета, которые соответствуют определенным этапам проектирования. У разных разработчиков детали каждого этапа будут отличаться, однако в конечном продукте должны быть учтены все основные требования заказчика. Для начального этапа аэродинамического проектирования крыла УТС такими требованиями являются толщины профилей в базовых сечениях крыла, а также взлетно-посадочные дистанции, скорости сваливания и захода на посадку.

В работе представлены результаты аэродинамического проектирования компоновок крыльев учебно-тренировочного и пилотажного самолетов, включающие разработку профилей с повышенным уровнем несущих свойств и проектирование эффективной взлетно-посадочной механизации. Выбор геометрических параметров профилей выполнен с учетом сохранения эффективности элеронов и благоприятного поведения аэродинамических характеристик на больших уг-

лах атаки и скольжения. Эффективность разработанных компоновок крыльев подтверждена в испытаниях моделей самолетов в малоскоростных аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИА.

### Краткое описание компоновок самолетов и параметров крыла

Легкий двухместный УТС «Сапсан» (главный конструктор П.Г. Ткаченко, 1994 год) с взлетным весом  $G_0 = 1300$  кг ( $G/S = 131$  кг/м<sup>2</sup>) предназначен для первоначального обучения пилотов. Компоновка самолета выполнена по схеме с низкорасположенным крылом с удлинением  $\lambda = 7,2$  и палубным хвостовым оперением (рис. 1). Кабина экипажа двухместная с tandemным расположением сидений. Силовая установка включает поршневой двигатель (М14П или ТЮ-540-В2А) и воздушный винт диаметром 2 м. Шасси трехстоечное, убираемое в крейсерском полете.

Пилотажный самолет акробатической категории типа Су-49, 2000 год, с взлетным весом  $G_0 = 1250$  кг ( $G/S = 90,5$  кг/м<sup>2</sup> – пилотажный вариант) и 1500 кг ( $G/S = 109$  кг/м<sup>2</sup> – двухместный вариант УТС) предназначен как для первоначальной и углубленной летной подготовки, так и для поддержания летного мастерства пилотов военной и гражданской авиации. Компоновка самолета (рис. 1) выполнена по аналогичной схеме с УТС «Сап-

Таблица 1  
Table 1

Параметры крыла  
Wing parameters

Основные геометрические параметры крыла	Самолет	
	«Сапсан»	типа Су-49
Площадь, м <sup>2</sup>	9,92	13,8
Размах, м	8,47	9,2
Удлинение	7,2	6,14
САХ, м	1,225	1,56
Относительная толщина профилей крыла:		
корневое сечение, %	16	18
концевое сечение, %	12	12
Угол геометрической крутки	-2,67	0
Относительный размах механизации, %	56	49
Хорда закрылков, %	30	25
Относительный размах элеронов, %	30	41
Хорда элеронов, %	30	29,5

сан». Силовая установка – поршневой двигатель типа М9Ф, мощность 420 л. с. Максимальная/минимальная эксплуатационная перегрузка самолета с взлетным весом 1 250 кг составляет +10/-7 единиц g.

Рассматриваемые компоновки самолетов имеют трапециевидную форму крыла в плане, характеризующуюся следующим набором основных геометрических параметров, а также относительными размерами механизации и элеронов, приведенными в табл. 1.

## Требования к профилировке и механизации крыла

Для выбранной типичной трапециевидной формы крыла в плане свободными параметрами, оказывающими влияния на аэродинамическое качество и несущие свойства крыла самолета, в том числе на режимах взлета и посадки, являются геометрия базовых сечений крыла и механизации. Учитывая, что рассматриваемые УТС многорежимные, к ним предъявляются определенные требования к критериям конструктивной приемлемости и аэродинамическим характеристикам крыла с убранный и отклоненной механизацией.

Для УТС «Сапсан» заявленные конструктивные требования к толщинам базовых про-

филей включают также аэродинамические характеристики: малое сопротивление в крейсерском полете со значением коэффициента подъемной силы крыла  $C_{y_{kp}} = 0,28$  ( $M = 0,3$ ) и обеспечение скорости сваливания самолета в посадочной конфигурации не выше 105 км/ч с коэффициентом максимальной подъемной силы крыла  $C_{y_{max}} = 2,27$ .

Для УТС типа Су-49 заявленные конструктивные требования к толщинам базовых профилей дополнены следующими аэродинамическими характеристиками крыла:

- крыло должно иметь малое сопротивление для  $C_{y_{kp}} \approx \pm 0,5$  (прямой и перевернутый полет с максимальной скоростью), а также обеспечивать эксплуатационный диапазон перегрузок  $n_y = (-7/+10)g$ , соответствующий значениям коэффициентов  $C_y = -0,91$  и  $1,3$  ( $V = 400$  км/ч;  $H = 1$  км);
- механизация крыла на режиме посадки должна обеспечивать значение  $C_{y_{max}} \geq 2$ .

## Профилировка и несущие свойства крыла самолетов-прототипов

Для многорежимных УТС выбор профилировки крыла выполняется на основании анализа поведения аэродинамических характеристик (АДХ) профилей в широком диапа-

Таблица 2  
Table 2

Профилировка крыла  
Wing profile

Самолет	Корневой профиль	Концевой профиль
Як-52	Clark YH ( $\bar{c} = 14,5\%$ )	Clark YH ( $\bar{c} = 9,3\%$ )
Cy-26	Симметричный ( $\bar{c} = 18\%$ )	Симметричный ( $\bar{c} = 12\%$ )
Cy-29	Симметричный ( $\bar{c} = 18\%$ )	Симметричный ( $\bar{c} = 12\%$ )
Socata TB 30 Epsilon	RA 1643 ( $\bar{c} = 16\%$ )	RA 1243 ( $\bar{c} = 12\%$ )
Grob G120 A	Eppler 884	Eppler 884
EMB 312 Tucano	NACA 63A415	NACA 63A212 ( $\bar{c} = 12\%$ )
Fuji T-7	NACA 23016,5 ( $\bar{c} = 16,5\%$ )	NACA 23012 ( $\bar{c} = 12\%$ )
Pilatus PC-7	NACA 64A415 ( $\bar{c} = 15\%$ )	NACA 64A612 ( $\bar{c} = 12\%$ )
Beech T-6 Texan II	PIL15M825 ( $\bar{c} = 15\%$ )	PIL12M850
UTVA Kobac	NACA 64-215 ( $\bar{c} = 15\%$ )	NACA 64-212 ( $\bar{c} = 12\%$ )

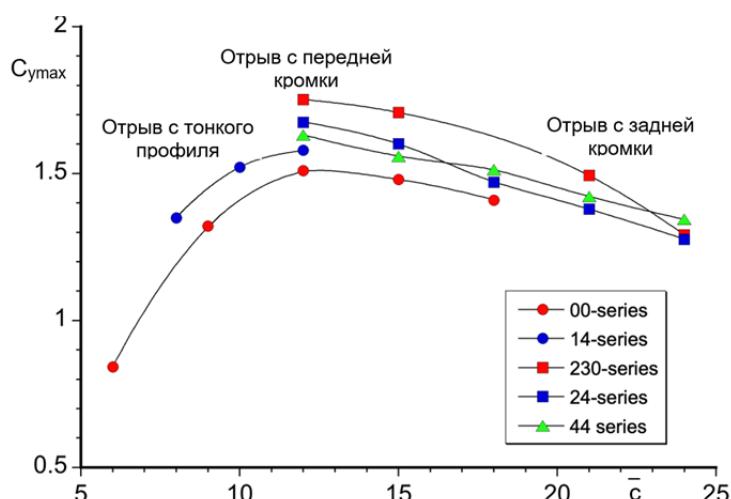


Рис. 2. Влияние относительной толщины на тип отрыва потока и значения  $C_{y_{max}}$  профилей NACA [9]  
Fig. 2. Effect of relative thickness on the type of flow separation and  $C_{l_{max}}$  of NACA airfoils

зоне углов атаки. Также учитывается их конструктивная приемлемость с позиции распределения толщин по хорде, включая хвостовую часть. На основании данных, приведенных в работе [8], в табл. 2 представлены названия профилей, установленных в корневых и концевых сечениях крыла ряда УТС и пилотажных самолетов.

Из приведенных данных следует, что для профилировки крыла УТС используются различные наборы профилей, на выбор которых

влияют как геометрия, так и результаты их испытаний в аэродинамических трубах. Обобщенные результаты влияния относительной толщины профилей ( $\bar{c}$ ) на значения  $C_{y_{max}}$  и их связь с типом отрыва потока с верхней поверхностью показаны на рис. 2 для ряда серий профилей NACA.

Отрыв потока с верхней поверхности носка тонкого профиля с последующим присоединением характеризуется появлением ламинарного «бабла» («пузыря») сразу за пе-

редней кромкой профиля. Отрыв вызван высокими значениями градиента давления после существенного ускорения потока в носовой части профиля с малым радиусом передней кромки. С увеличением угла атаки происходит прогрессивный рост протяженности «пузыря» до достижения им положения задней кромки и существенное снижение коэффициента подъемной силы.

Отрыв с передней кромки профилей с относительной толщиной  $\bar{c} \approx 8\ldots12\%$  с образованием короткого «бабла» протяженностью около 1 % хорды, наблюдаемый на умеренных углах атаки ( $\alpha$ ), уменьшается в размере с увеличением  $\alpha$ . Этот «бабл» оказывает ограниченное влияние на распределение давления, а также продолжающийся рост носового пика разрежения и подъемной силы до критического угла атаки. Резкий срыв потока с хвостовой части профиля и значительные изменения коэффициентов подъемной силы и момента тангажа происходят на критических углах атаки.

Благоприятное изменение АДХ наблюдается при возникновении и последующем плавном развитии отрыва потока с задней кромки профилей с относительными толщинами, равными или превышающими значение 12 %. Обтекание верхней поверхности таких профилей практически безотрывное до углов атаки, близких к  $10^\circ$ . В области критического угла атаки протяженность отрыва составляет около 50 % хорды профиля. Отмеченные особенности обтекания профилей указанных толщин определили целесообразность их выбора для компоновок крыла УТС.

Несущие свойства крыла, определяемые значениями коэффициента подъемной силы крыла при малых скоростях полета, оказывают существенное влияние на минимальные скорости полета, характеристики маневренности, а также на взлетно-посадочные дистанции самолета. Максимальный коэффициент подъемной силы крыла, определяемый суммированием значений  $C_{y_{max}}$  крыла в крейсерской конфигурации и приращений  $\Delta C_{y_{max}}$  от отклонения механизации, является одним из приоритетов при разработке компоновок крыла малоскоростных самолетов.

Для выбранных компоновок трех легких самолетов с поршневой силовой установкой, а также для современного турбовинтового самолета акробатической категории РС-21 выполнена оценка значений  $C_{y_{max}}$  самолета в посадочной конфигурации крыла. В качестве исходных данных использованы значения удельных нагрузок на крыло и заявленные скорости сваливания самолетов в посадочной конфигурации крыла. Данные взяты из доступных информационных источников в интернете<sup>1,2,3,4</sup>. Для УТС Як-152 значение  $C_{y_{max}}$  крыла в посадочной конфигурации взято из статьи в журнале «Полет» [10]. Плановые проекции рассмотренных компоновок самолетов показаны на рис. 3, основные технические характеристики базовых конфигураций без подвески легкого вооружения под крылом приведены в табл. 3.

Из полученных результатов проведенной оценки следует, что заявленные требования к максимальным значениям коэффициентов подъемной силы проектируемых компоновок крыла самолетов УТС «Сапсан» ( $C_{y_{max}} = 2,27$ ) и пилотажного типа Су-49 ( $C_{y_{max}} \geq 2,0$ ) находятся в диапазоне аналогичных значений для крыльев самолетов, приведенных в табл. 3. Рабочий диапазон значений  $C_y$  в полете с выпущенной механизацией ограничивается величинами минимальной и максимальной скоростей, предотвращающими попадание самолета в ситуацию неуправляемого полета, а также превышение эксплуатационных ограничений.

При использовании типичного варианта механизации задней кромки крыла УТС (од-

<sup>1</sup> Як-152 Учебно-тренировочный самолет [Электронный ресурс] // yakovlev.ru. URL: <https://yakovlev.ru/products/yak-152/> (дата обращения: 15.01.2025).

<sup>2</sup> Socata TB-30 Epsilon [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Socata\\_TB\\_30\\_Epsilon](https://en.wikipedia.org/wiki/Socata_TB_30_Epsilon) (дата обращения: 15.01.2025).

<sup>3</sup> Grob G120A [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Grob\\_G\\_120](https://en.wikipedia.org/wiki/Grob_G_120) (дата обращения: 15.01.2025).

<sup>4</sup> Pilatus PC-21 [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Pilatus\\_PC-21](https://en.wikipedia.org/wiki/Pilatus_PC-21) (дата обращения: 15.01.2025).

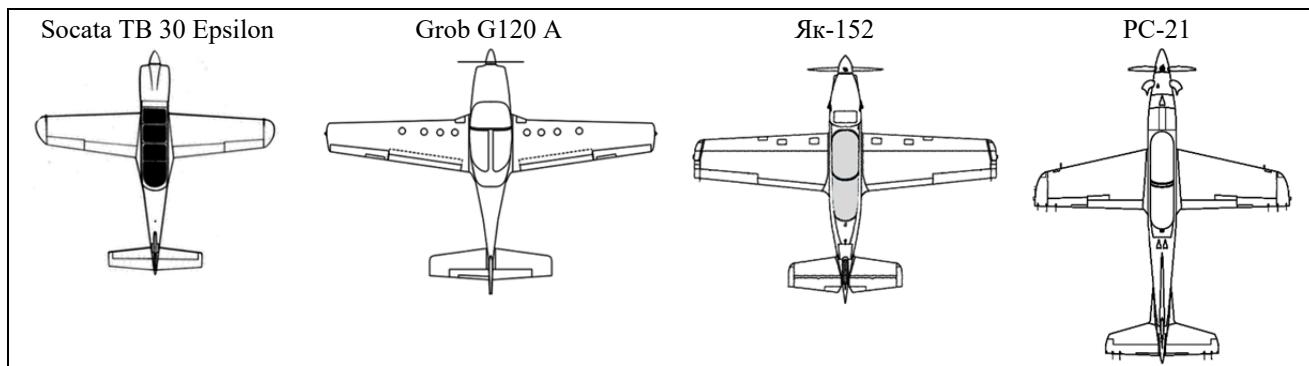


Рис. 3. Плановые проекции УТС  
Fig. 3. Plan views of training aircraft

Таблица 3  
Table 3

Технические характеристики самолетов  
Aircraft technical specifications

Спецификация	TB 30 Epsilon	Grob G 120A	Як-152	PC-21 [14]
Размах крыла, м	7,92	10,19	8,8	9,11
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	9	13,3	12,9	15,22
Удлинение	7	7,8	6,03	5,45
Корневой профиль	RA 1643 (16 %)	E-884	NACA2415	
Концевой профиль	RA 1243 (12 %)	E-884	NACA4412	
Взлетный вес, кг	1 250	1490	1490	3 100
Мощность двигателя, л. с.	300	260	500	1 600
Удельная нагрузка на крыло, кг/м <sup>2</sup>	139	112	131,8	204
Крейсерская скорость, км/ч	358	307	380	570
Длина разбега, м	340	374	235/260*	490
Взлетная дистанция (H = 15 м), м	560	707		725
Длина пробега, м	340		420/375*	600
Посадочная дистанция (H = 15 м), м	650	562	689	900
Скорость сваливания, км/ч	111	102	114	150
Коэффициент $C_{y_{max}}$ крыла	2,18	2,23	2,1	1,9

нощелевой поворотный закрылок) превышение заявленных значений  $C_{y_{max}}$  крыла может быть достигнуто за счет разработки новых профилей с повышенным уровнем несущих свойств и проектирования механизации с благоприятным характером обтекания верхней поверхности закрылков в посадочной конфигурации.

### Методика аэродинамического проектирования компоновок крыльев с повышенным уровнем несущих свойств

Целью аэродинамического проектирования является разработка базовых профилей крыла, определение геометрии и положения закрылков на режимах взлета и посадки. Исходными данными являются приведенные ранее требования к относительным толщинам

профилей в базовых сечениях крыла, размеру хорд проектируемой механизации, а также к уровню максимальных значений  $C_{y_{max}}$  крыла с отклоненной механизацией в посадочной конфигурации.

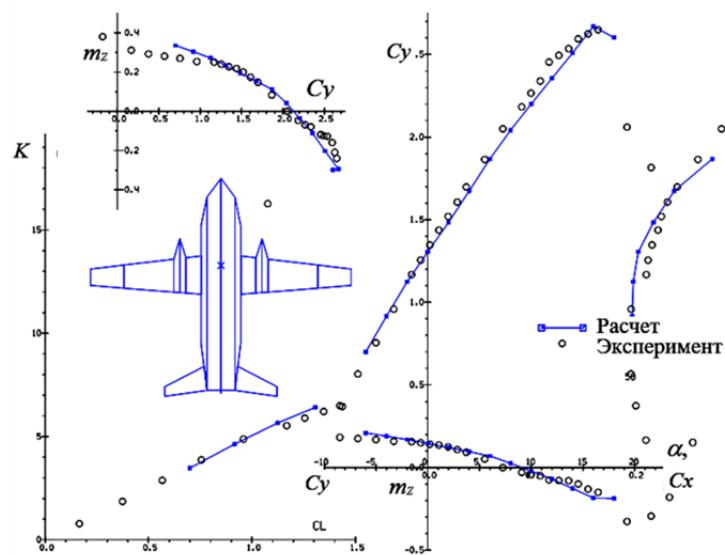
Выбранный в работе подход к выбору расчетных методов проектирования заключался в сочетании сложности их использования и требуемых затрат с заявленной целью. Принятый в итоге вариант интеграции численных методов расчета АДХ сечений крыла с убранной и отклоненной механизацией [11] (CFD software) с методикой оценки значений коэффициентов максимальной подъемной силы на режимах взлета и посадки (DATCOM 1978), приведенной в работе [12], оказался наиболее приемлемым для начального этапа проектирования. Последующие расчеты АДХ компоновки УТС «Сапсан» с убранной и отклоненной механизацией проведены с использованием нелинейного метода вихревой решетки [13].

Методика проектирования профилей с повышенным уровнем несущих свойств, а также относительно малыми значениями сопротивления в крейсерском полете и умеренными величинами момента тангажа на пикорвование разработана ранее на основании результатов расчетных и экспериментальных исследований малоскоростных профилей серии П4, предназначенных для самолетов авиации общего назначения [14]. Увеличение несущих свойств профилей при малых скоростях полета обеспечивается за счет целевого выбора геометрических параметров, характеризующих величины и положения максимальных значений вогнутости и толщин профилей, а также использования специальной профилировки носовой части, обеспечивающей скругленную форму распределению давления с умеренными градиентами восстановления на больших углах атаки и плавное развитие отрыва потока с задней кромки. Беспилотный характер распределения давления в носовой части профиля в сочетании с ослабленным диффузором, обусловленным передним расположением максимальной толщины, обеспечивает безотрывный характер обтекания верхней поверхности до значений

коэффициента подъемной силы, равных  $C_y \approx 1,3 \dots 1,5$ , а также сохранение умеренных значений сопротивления и момента тангажа. Последующее плавное развитие диффузорного отрыва с увеличением угла атаки обеспечивает достижение значений коэффициента  $C_{y_{max}} = 1,8 \dots 1,9$  в компоновках крыла моделей легких самолетов [15] на малых скоростях полета с числами Маха  $M = 0,15 \dots 0,20$ .

Процесс проектирования механизации УТС включал учет конструктивных ограничений на размер хорды и размах закрылков, а также требований к уровню максимальных значений  $C_{y_{max}}$  крыла с отклоненной механизацией в посадочной конфигурации. Наличие запрета на изменение геометрии внешних участков закрылков, соответствующих крейсерской конфигурации крыла, ограничивает возможности проектирования механизации только участками, убирающимися внутрь конструкции крыла. Для построения внутренних участков геометрии, а также их плавного сопряжения с внешними участками закрылка использованы кривые сплайна Безье (NURBS) третьего порядка. Выбор положений механизации на режимах взлета и посадки выполнен с использованием результатов расчета АДХ сечений крыла, определенных в рамках моделирования решения уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS).

Расчет АДХ компоновки УТС «Сапсан» с убранной и отклоненной механизацией выполнен в рамках квазитрехмерного метода моделирования вязких эффектов и реальной геометрии элементов компоновки самолета [14]. В этом методе схематизация компоновки осуществляется с помощью тонких несущих поверхностей, параллельных продольной оси самолета. Далее, вместо выполнения граничных условий непротекания, характерных для линейного метода вихревой решетки, устанавливается связь между значениями циркуляции в продольных сечениях элементов компоновки и расчетных характеристик профилей в этих же сечениях, в том числе с отклоненной механизацией. Такой переход к новым граничным условиям, осуществленный в рамках предположений о невязком ха-



**Рис. 4.** Сравнение расчетных и экспериментальных АДХ модели ЛТС «Битюг» в посадочной конфигурации ( $\delta_3 = 50^\circ$ ;  $M = 0,15$ ;  $Re = 1,03 \cdot 10^6$ )

**Fig. 4.** Comparison of calculated and experimental characteristics of the light transport aircraft “Bityug” model in the landing configuration ( $\delta_f = 50^\circ$ ;  $M = 0.15$ ;  $Re = 1.03 \cdot 10^6$ )

рактере взаимодействия между смежными сечениями несущих элементов компоновки самолета (через поле давления) и дозвуковом режиме обтекания, позволяет итерационно решить задачу определения коэффициентов подъемной силы, сопротивления и момента тангажа с учетом двумерного влияния вязкости в широком диапазоне углов атаки, включая режимы отрывного обтекания вблизи  $C_{y_{max}}$ . На рис. 4 в качестве примера показано сравнение результатов расчета АДХ модели легкого транспортного самолета в посадочной конфигурации с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ [16].

## Результаты и обсуждение

Отличие заявленных конструктивных требований к толщинам базовых профилей, геометрическим параметрам механизации и аэродинамическим характеристикам привело к необходимости раздельного проектирования геометрии компоновок крыльев для каждого самолета.

## Проектирование компоновки крыла УТС «Сапсан»

Повышенный уровень несущих свойств крыла самолета с убранный механизацией при малых скоростях полета обеспечен применением в компоновке крыла двух новых базовых профилей ПЗ-16А ( $\bar{c} = 16\%$ ) и ПЗ-12А ( $\bar{c} = 12\%$ ), установленных в корневом и концевом сечениях крыла. Сравнение геометрии этих профилей с профилями NACA, используемыми в ряде компоновок крыльев УТС, показано на рис. 5.

Отличия в геометрии носовых частей, а также в положениях вогнутости и толщин разработанных профилей привели к изменению характера распределения давления и повышению несущих свойств по сравнению с рассматриваемыми профилями NACA. Результаты сравнения расчетных характеристик профилей для двух характерных углов атаки:  $\alpha = 10^\circ$  (режим безотрывного обтекания) и  $16^\circ$  (режим  $C_{y_{max}}$ ), полученные с использованием программы VISTRAN [10], приведены на рис. 6.

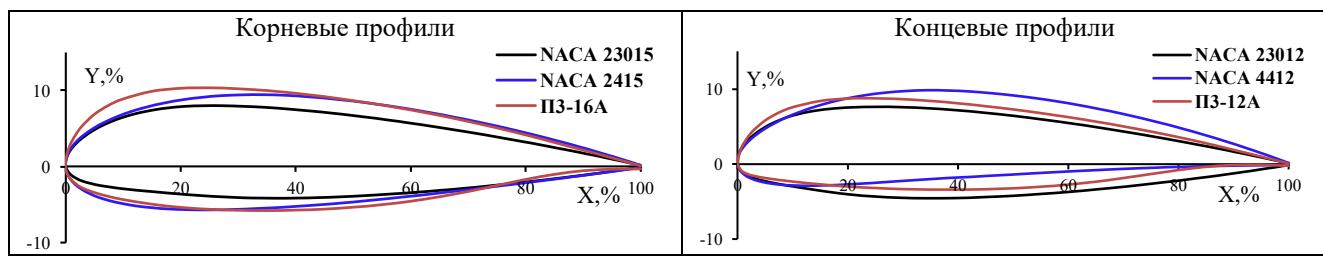


Рис. 5. Сравнение геометрии базовых профилей крыла  
Fig. 5. Comparison of the basic wing airfoils geometry

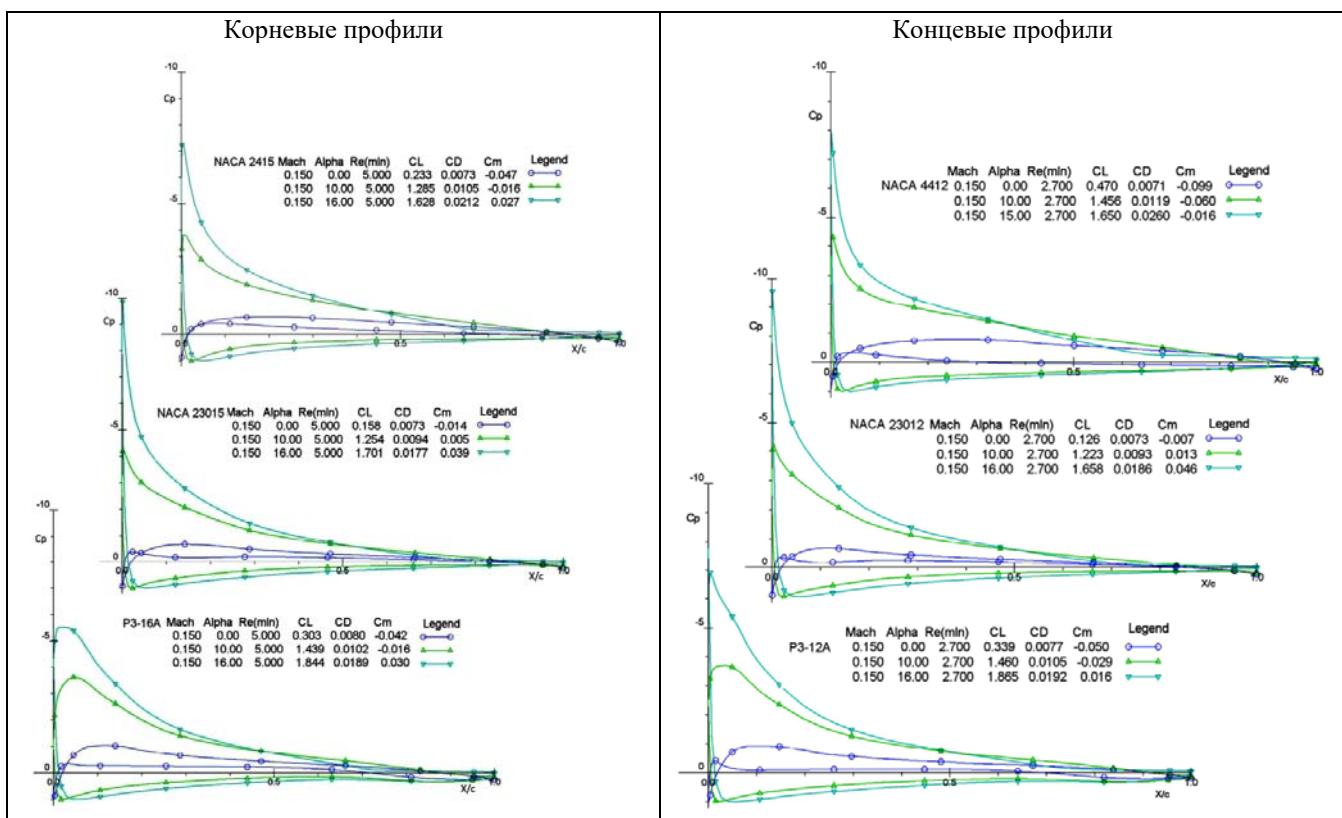


Рис. 6. Расчетные результаты распределения давления и суммарных характеристик профилей  
Fig. 6. Calculated results of pressure distribution and total aerodynamic characteristics of wing airfoils

Пониженный уровень пиков разрежения и градиентов давления в носовой части, реализуемый в сочетании с ослабленным диффузором верхней поверхности, обеспечил разработанным профилям заметное преимущество в значениях  $C_{u_{max}}$  по сравнению с рассматриваемыми профилями NACA. Это преимущество достигнуто в условиях сохранения близких значений сопротивления в крейсерском полете и моментов тангажа относительно четверти хорды (рис. 7).

Для увеличения подъемной силы крыла на режимах взлета и посадки разработан упрощенный вариант механизации задней кромки в виде однощелевого поворотного закрылка с относительной хордой 30 %. Выбор геометрии и положения закрылка в посадочной конфигурации выполнен из условия обеспечения безотрывного характера обтекания верхней поверхности в натурных условиях обтекания. Геометрия и взлетно-посадочные положения закрылка, а также расчетные

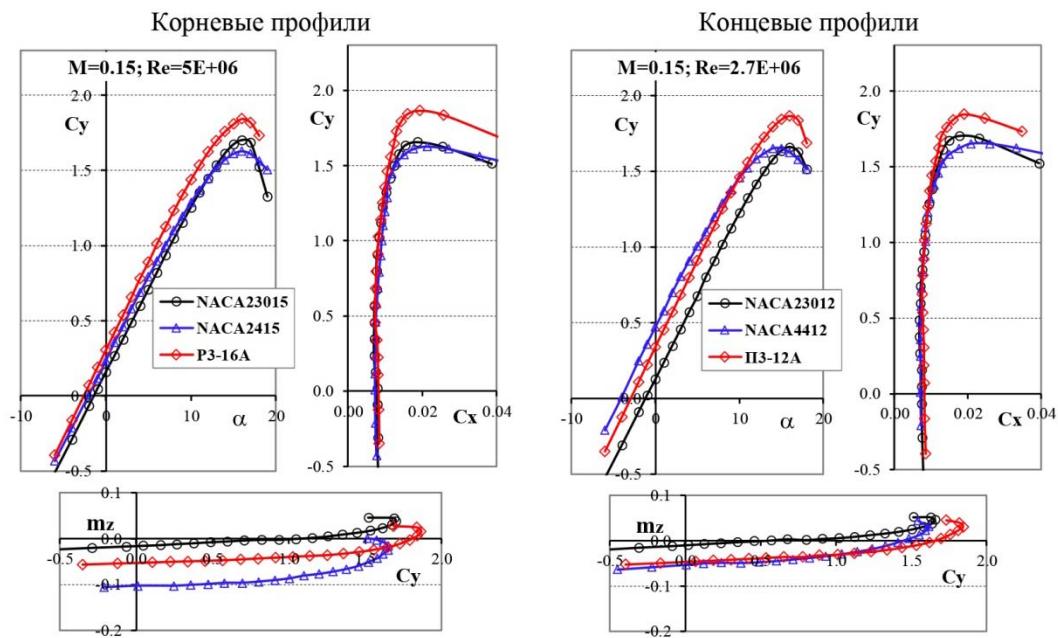


Рис. 7. Влияние геометрии профилей на аэродинамические характеристики ( $M = 0,15$ )  
Fig. 7. Influence of airfoils geometry on aerodynamic characteristics ( $M = 0.15$ )

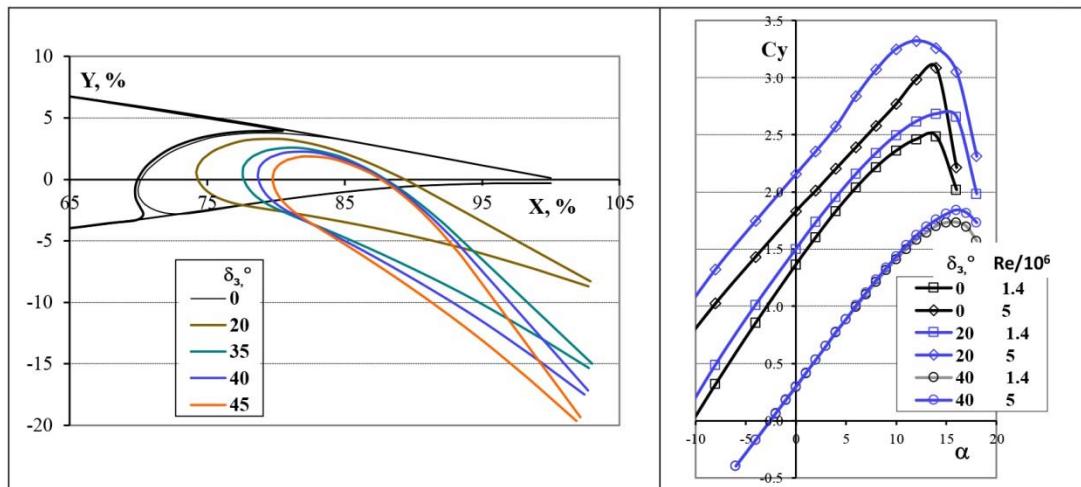


Рис. 8. Геометрия и двумерные расчетные зависимости  $Cy(\alpha)$  корневого сечения крыла с убранным и отклоненным закрылком  
Fig. 8. Geometry and 2D calculated dependencies  $Cy(\alpha)$  of the wing root section with retracted and deflected flap

зависимости  $Cy(\alpha)$  с убранный и отклоненной механизацией при трубных и натурных значениях чисел Рейнольдса показаны на рис. 8 для корневого сечения крыла.

Отрыв потока с верхней поверхности закрылка в посадочной конфигурации ( $\delta_3 = 40^\circ$ ), наблюдаемый в трубных условиях обтекания, отсутствует при натурных значе-

ниях числа Рейнольдса, что способствует существенному приращению коэффициента  $Cy$  на линейном участке и в области критических углов атаки.

Оценка приращений коэффициента максимальной подъемной силы крыла  $\Delta Cy_{max\_kp}$  от отклонения механизации выполнена с использованием методики DATCOM 1978 [12]:

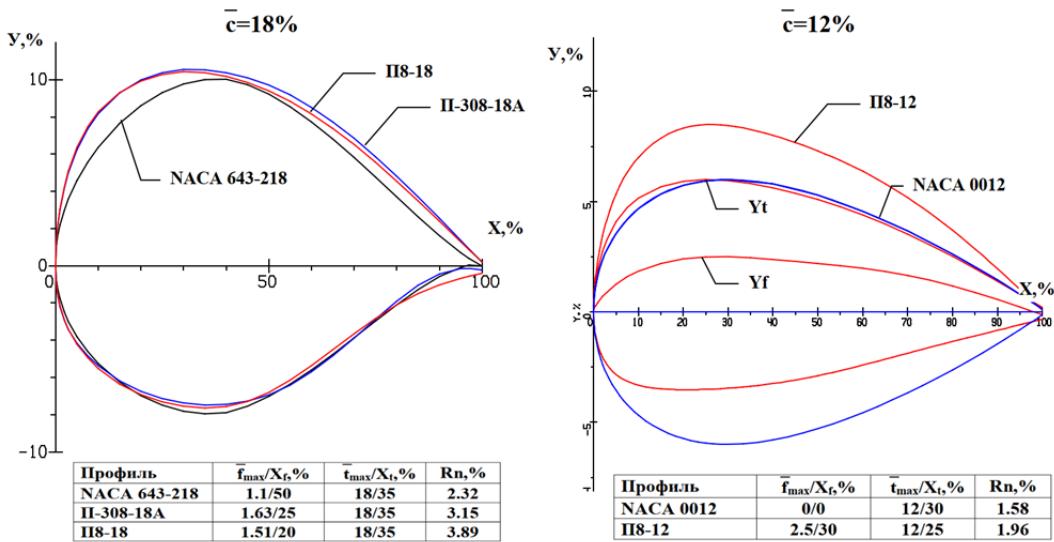


Рис. 9. Сравнение геометрии профилей крыла пилотажного самолета  
Fig. 9. Comparison of the wing airfoils geometry of an aerobatic aircraft

$$\Delta C_{y_{\max\_kp}} = K \cdot \Delta C_{y_{\max}} \cdot \left( \frac{S_{\text{обсл.закр}}}{S_{kp}} \right) \cdot \cos \chi_{\text{сп.з}},$$

где  $K$  – коэффициент коррекции расчетных характеристик 2D, учитывающий влияние 3-мерных эффектов обтекания крыла,

$\Delta C_{y_{\max}}$  – приращение  $C_{y_{\max}}$  сечений крыла от отклонения механизации,

$S_{\text{обсл.закр}} / S_{kp}$  – относительная площадь крыла, обслуживаемая закрылками,

$\chi_{\text{сп.з}}$  – стреловидность передней кромки закрылка.

Следующие приращения коэффициентов максимальной подъемной силы крыла от отклонения закрылков получены в трубных ( $Re = 1,2 \cdot 10^6$ ) и натурных ( $Re = 4,2 \cdot 10^6$ ) условиях обтекания:

$$\delta_3 = 20^\circ - \Delta C_{y_{\max\_взл}} = 0,46 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 0,52 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6);$$

$$\delta_3 = 40^\circ - \Delta C_{y_{\max\_пос}} = 0,81 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 0,91 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6).$$

С учетом оценки значений  $C_{y_{\max}}$  крыла с убранной механизацией, равного 1,56 ( $Re = 1,2 \cdot 10^6$ ) и 1,63 ( $Re = 4,2 \cdot 10^6$ ), расчетный уровень значений  $C_{y_{\max}}$  крыла с отклоненной механизацией составляет

$$\delta_3 = 20^\circ - C_{y_{\max}} = 2,02 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 2,12 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6);$$

$$\delta_3 = 40^\circ - C_{y_{\max}} = 2,37 \quad (Re = 1,2 \cdot 10^6) \text{ и } 2,54 \quad (Re = 4,2 \cdot 10^6).$$

### Проектирование компоновки крыла пилотажного самолета типа Су-49

Для удовлетворения заявленных технических требований, а также с учетом конструктивных ограничений на толщины профилей крыла, связанных с размещением убираемого шасси в кессоне крыла, были разработаны новые профили П8-18 ( $\bar{c} = 18\%$ ) и П8-12 ( $\bar{c} = 12\%$ ) и механизация задней кромки. Сравнение геометрии и параметров новых профилей с профилями аналогичных толщин, рассматриваемых первоначально заказчиком для компоновки крыла, показано на рис. 9.

Новый корневой профиль П8-18 с максимальной вогнутостью  $\bar{t}_{\max} = 1,51\%$  и толщиной  $\bar{t}_{\max} = 18\%$  имеет увеличенный радиус носка ( $\bar{R}_n = 3,89\%$ ), ограниченную «подрезку» нижней поверхности и ослабленный «диффузор» верхней поверхности, обусловленный передними положениями ( $X_f$ ,  $X_t$ ) указанных величин. Одновременно с этим он

Таблица 4  
Table 4

Расчетные характеристики корневых профилей  
Calculated characteristics of wing root airfoils

M = 0,33; Re = 13 · 10 <sup>6</sup>				
Профиль	C <sub>x<sub>0</sub></sub>	mz <sub>0,25</sub>	C <sub>y<sub>max</sub></sub> /α <sub>kp</sub> , °/C <sub>y<sub>безотр</sub></sub>	C <sub>y<sub>min</sub></sub> /-α <sub>kp</sub> , °/C <sub>y<sub>безотр</sub></sub>
NACA 64 <sub>3</sub> -218	0,0061	-0,042	1,41/17/0,94	-1,28/-17/-0,92
П-308-18А	0,0076	-0,065	1,71/15/1,05	-1,29/-17/-0,79
П8-18	0,0076	-0,050	1,66/14/0,99	-1,29/-16/-1,06
M = 0,10; Re = 4 · 10 <sup>6</sup>				
NACA 64 <sub>3</sub> -218	0,0060	-0,040	1,32/16/0,98	-1,11/-17/-0,85
П-308-18А	0,0076	-0,061	1,59/15/0,99	-1,15/-17/-0,73
П8-18	0,0076	-0,048	1,58/16/0,93	-1,23/-17/-0,88

Таблица 5  
Table 5

Расчетные характеристики концевых профилей  
Calculated characteristics of wing tip airfoils

M = 0,33; Re = 7 · 10 <sup>6</sup>				
Профиль	C <sub>x<sub>0</sub></sub>	mz <sub>0,25</sub>	C <sub>y<sub>max</sub></sub> /α <sub>kp</sub> , °/C <sub>y<sub>безотр</sub></sub>	C <sub>y<sub>min</sub></sub> /-α <sub>kp</sub> , °/C <sub>y<sub>безотр</sub></sub>
NACA 0012	0,0069	0,	1,58/15/1,26	-1,58/-15/-1,26
П8-12	0,0073	-0,053	1,74/14/1,34	-1,44/-14/-0,87
M = 0,10; Re = 2 · 10 <sup>6</sup>				
NACA 0012	0,0073	0,	1,39/16/1,07	-1,39/-16/-1,07
П8-12	0,0078	-0,050	1,63/15/1,15	-1,29/-16/-0,93

имеет достаточную конструктивную толщину в диапазоне значений X = 30–65 % по хорде профиля.

Отсутствие геометрической крутки крыла и требование к обеспечению благоприятного характера обтекания концевых частей крыла как в «прямом», так и «перевернутом» полете обусловили специфический подход к выбору геометрических параметров концевого профиля. Во-первых, профиль должен иметь повышенное по сравнению с корневым профилем значение максимальной вогнутости и смещенное ближе к носку положение максимальной толщины. Во-вторых, «подрезка» нижней поверхности должна практически отсутствовать. И в-третьих, профиль должен иметь достаточно высокое (для своей толщины) значение радиуса носка. Этим требова-

ниям удовлетворяет новый профиль П8-12 ( $\bar{c} = 12\%$ ).

Анализ аэродинамических характеристик разработанных профилей выполнен на основании сравнения результатов расчета АДХ с аналогичными характеристиками первоначально выбранных профилей. Результаты расчетов, проведенных с использованием численного метода [11] в широком диапазоне углов атаки, включая критические значения для «прямого» и «перевернутого» положений, представлены в табл. 4 и 5. (Подстрочный индекс «о» в таблицах соответствует значениям аэродинамических коэффициентов при нулевом угле атаки; индекс «<sub>max</sub>» – значениям Су при положительных величинах критического угла атаки; индекс «<sub>min</sub>» – значениям Су при отрицательных величинах критического угла атаки; индекс «безотр» – наибольшим значениям Су

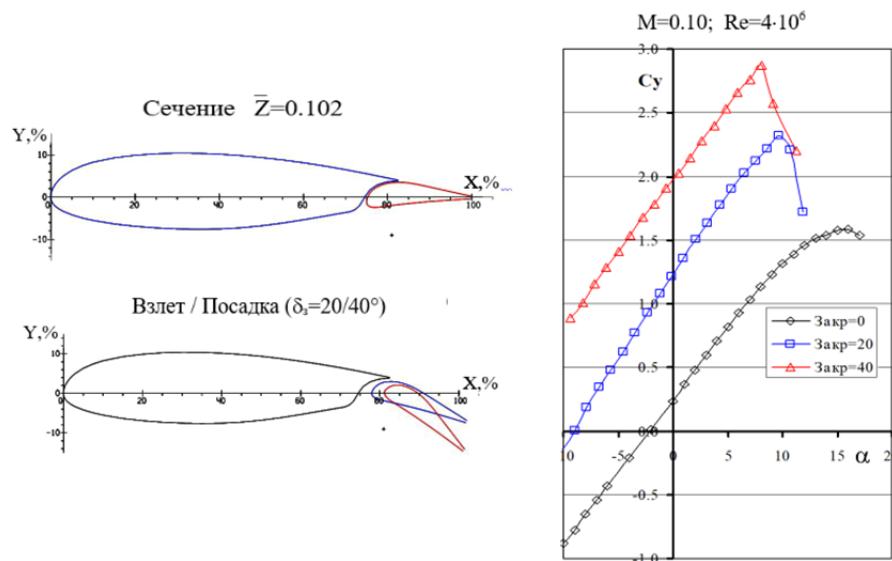


Рис. 10. Геометрия и расчетные зависимости 2D  $C_y(\alpha)$  корневого сечения крыла  
в натурных условиях обтекания

Fig. 10. Geometry and 2D calculated dependencies  $C_l(\alpha)$  of the wing root section under full-scale flow conditions

в отсутствии отрыва потока на верхней поверхности профилей.)

Специальная профилировка носка профиля П8-18 в сочетании с умеренным диффузором хвостовой части обеспечили уровень значений максимальной и минимальной подъемной силы, близкий к характеристикам профиля П-308-18А при меньших значениях приращения продольного момента на пикирование ( $|\Delta m_{z_0}| \approx 23\%$ ) при нулевом угле атаки, измеренного относительно четверти хорды.

Профиль П8-12 по несущим свойствам в «прямом» полете заметно превышает уровень симметричного профиля NACA0012 и несколько уступает ему в «перевернутом» положении. Так же, как и ожидалось, профиль П8-12 имеет несколько большие значения продольного момента на пикирование.

Для увеличения подъемной силы крыла самолета на режимах взлета и посадки разработан однощелевой закрылок с хордой  $B_3 = 25\%$ , отклоняемый в рабочие положения посредством поворота вокруг фиксированной оси. Геометрия и расчетные характеристики механизации в корневом сечении крыла показаны на рис. 10.

Оценка значений  $C_{y_{\max}}$  крыла, проведенная с использованием расчетных характеристик сечений крыла с убранный и отклонен-

ной механизацией, а также относительной площади крыла, обслуживаемой закрылками, показала следующий уровень значений  $C_{y_{\max}}$  крыла в трубных условиях обтекания ( $M = 0,15$ ;  $Re = 1,32 \cdot 10^6$ ):

$$\begin{aligned} \delta_3 = 0^\circ & - C_{y_{\max}} = 1,45; \\ \delta_3 = 20^\circ & - C_{y_{\max}} = 1,82; \\ \delta_3 = 40^\circ & - C_{y_{\max}} = 2,07. \end{aligned}$$

## Результаты испытаний моделей самолетов в малоскоростных АДТ

Компоновки крыльев, разработанные с использованием численных методов вычислительной аэродинамики, были испытаны в полной конфигурации моделей самолетов в малоскоростных АДТ ЦАГИ и СибНИА. Измерение сил и моментов, действующих на модели, выполнено с использованием шестикомпонентных механических весов. Испытания проведены в широких диапазонах углов атаки и скольжения. Отсчет углов атаки выполнен от строительной горизонтали фюзеляжа. Коэффициенты моментов определены относительно условного центра тяжести, расположенного на 25 % средней аэродинамиче-

$M = 0,15; Re = 1,2 \cdot 10^6$

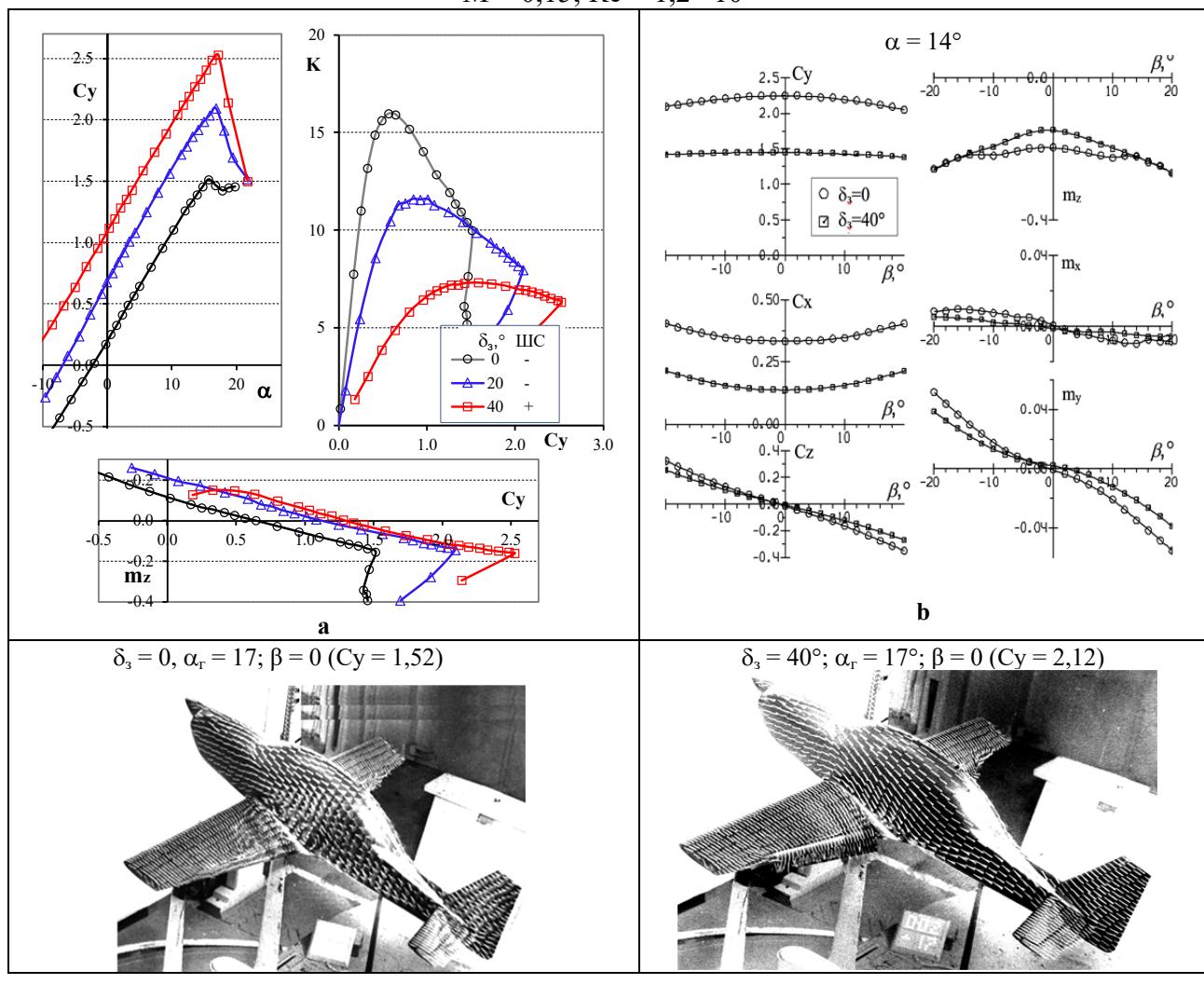


Рис. 11. Результаты трубных испытаний модели УТС «Сапсан»:

*a* – продольные характеристики; *b* – боковые характеристики; *c* – визуализация спектров обтекания

Fig. 11. The results of wind tunnel tests of the training aircraft model Sapsan:

*a* – longitudinal characteristics; *b* – lateral characteristics; *c* – surface flow visualization

ской хорды крыла. Испытания проведены без моделирования работы винтомоторной силовой установки.

Основные результаты испытаний, позволяющие оценить эффективность разработанных компоновок крыльев, приведены для каждой модели самолета.

### УТС «Сапсан»

Продольные аэродинамические характеристики модели с тремя углами, отклонением закрылков 0, 20 и 40° и углом установки

стабилизатора  $\varphi_{ro} = -0,5^\circ$  приведены на рис. 11, *a*. Взлетная конфигурация испытана с убранным шасси, посадочная – с выпущенным шасси.

Отклонение закрылков приводит к приращению подъемной силы (рис. 11, *a*) как на линейном участке ( $\Delta C_{y0} = 0,48 \dots 0,86$ ;  $\delta_3 = 20 \dots 40^\circ$ ), так и в области критических углов атаки ( $\Delta C_{y\max} = 0,58 \dots 1,01$ ). Достигнутый в эксперименте уровень значений  $C_{y\max}$  модели в посадочной конфигурации (2,52;  $\delta_3 = 40^\circ$ ) превышает заявленное заказчиком значение  $C_{y\max} = 2,27$ . Уровень аэродинамического качества в крейсерской конфигурации при

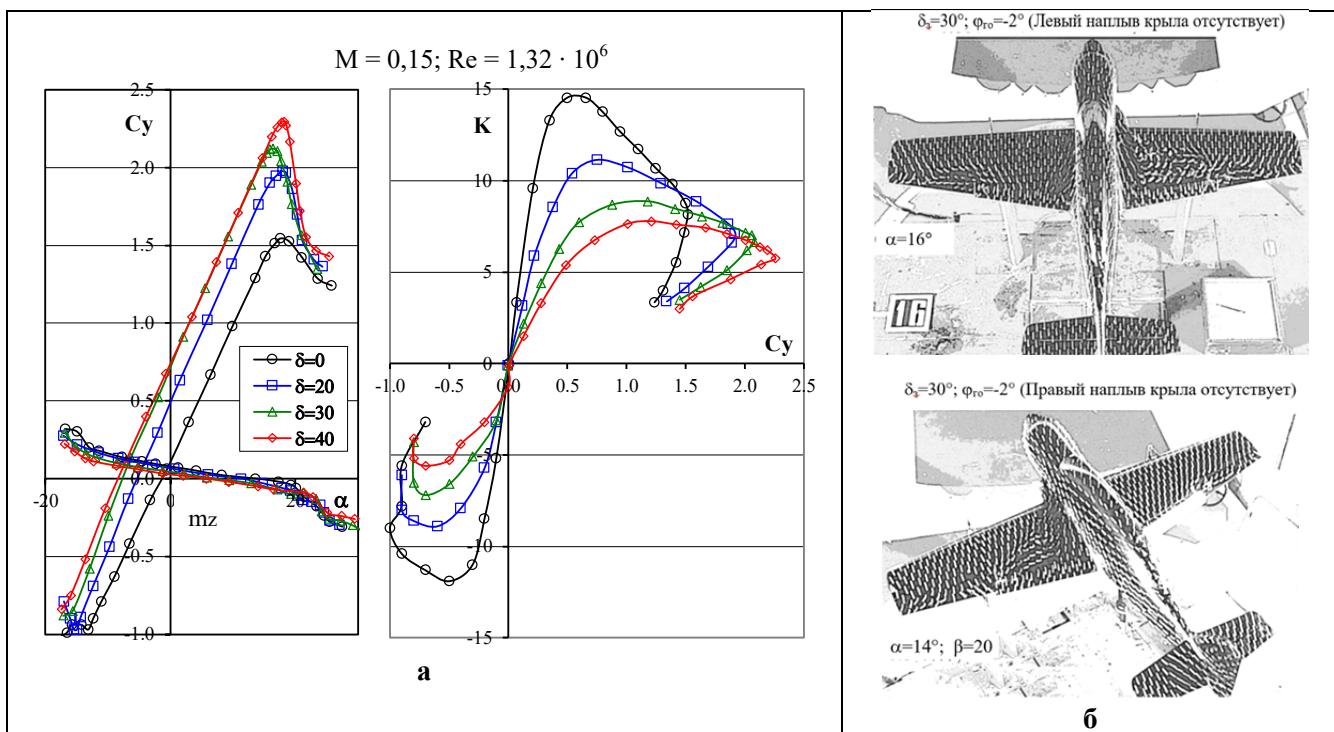


Рис. 12. Результаты трубных испытаний модели самолета акробатической категории типа Су-49:  
а – продольные характеристики; б – визуализация спектров обтекания

Fig. 12. Results of wind tunnel tests of the Sukhoi Su-49 type aerobatic aircraft model:  
a – longitudinal characteristics; б – surface flow visualization

расчетном значении  $C_{y_{kp}} = 0,27$  составляет  $\approx 12$  единиц.

Боковые характеристики модели, приведенные на рис. 11, б для фиксированного значения угла атаки ( $\alpha_r = 14^\circ$ ) и изменения углов скольжения в диапазоне  $\beta = \pm 20^\circ$ , характеризуются в целом благоприятным характером поведения для двух рассмотренных конфигураций крыла. Исключением являются недостаточные запасы поперечной устойчивости по крену ( $m_x^\beta = -0,00025 \text{ град}^{-1}$ ), полученные для трубного положения модели в крейсерской конфигурации и формы крыла, близкой к стапельной. В дальнейших исследованиях этот недостаток может быть устранен за счет установки небольших V-образных законцовок крыла.

Линейный характер поведения зависимостей  $C_y(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$ , наблюдаемый в широком диапазоне углов атаки, свидетельствует о благоприятном характере обтекания элементов компоновки модели с убранный и отклоненной механизацией крыла, в том числе

концевых частей крыла. Отрыв потока на околокритических углах атаки, происходящий в корневой части крыла (рис. 11, с), создает благоприятное изменение момента тангенса на пикирование, способствующее уменьшению угла атаки и восстановлению характеристик управляемости самолета.

Эффективность элеронов сохраняется в диапазоне углов отклонения  $\delta_3 = -25 \dots 20^\circ$  и характеризуется значением производной  $m_x^{\delta_3} = -0,0015 \text{ град}^{-1}$  ( $\delta_3 = 0; \alpha = 0$ ), которое сохраняется до угла атаки  $10^\circ$ , в том числе и с отклоненным закрылком на угол  $40^\circ$ .

### Пилотажный самолет типа Су-49

Результаты испытаний модели самолета с разработанной компоновкой крыла по углам атаки, проведенных в АДТ Т-203 СибНИА, показали хороший уровень АДХ в крейсерской и взлетно-посадочной конфигурациях (рис. 12, а). При достаточно высоких значе-

ниях  $C_{y_{\max}}$  модели в крейсерской конфигурации, полученных в «прямом» (1,54) и «перевернутом» (-1,01) положениях полета, разница в значениях аэродинамического качества при крейсерских величинах  $C_{y_{kp}} = \pm 0,5$  составляет  $\Delta K \approx |2,6|$  единицы. Достигнутый в эксперименте уровень значений  $C_{y_{\max}}$  модели в посадочной конфигурации (2,29;  $\delta_3 = 40^\circ$ ) соответствует заявленному требованию заказчика ( $C_{y_{\max}} > 2$ ).

Линейный характер поведения зависимостей  $C_y(\alpha)$  модели с убранный и отклоненной механизацией в широком диапазоне углов атаки обусловлен благоприятным характером обтекания крыла (рис. 12, в) и, по-видимому, сможет обеспечивать эксплуатационный диапазон перегрузок  $n_y = (-7/10) g$  в натурных условиях полета, соответствующий значениям коэффициентов  $C_y = -0,91$  и 1,3. Попытка улучшить характер обтекания верхней поверхности крыла, предпринятая за счет установки дополнительного носового наплыва в месте сопряжения передней кромки крыла с боковой поверхностью фюзеляжа, не увенчалась успехом.

## Прогнозирование значений $C_{y_{\max}}$ УТС «Сапсан» в натурных условиях обтекания

Заметное отличие условий испытаний моделей в АДТ от натурных условий полета затрудняет расчет летно-технических характеристик самолета и требует коррекции трубных результатов на учет масштабного эффекта, а в некоторых случаях и на сжимаемость потока. Созданию методик пересчета трубных результатов на натурные условия обтекания посвящен ряд работ, опубликованных в отечественной и зарубежной литературе. Предлагаемые в этих работах методики базируются в основном на двух подходах. В первом из них используются полуэмпирические соотношения, полученные на основе сопоставления результатов летных испытаний и данных многочисленных исследований моделей в аэродинамических трубах [17, 18]. Второй подход основан на использовании ре-

зультатов численных методов прямого расчета АДХ самолета в трубных и натурных условиях полета.

Для коррекции трубных значений  $C_{y_{\max}}$  модели самолета на учет масштабного эффекта использован квазирхмерный метод [13], с помощью которого были выполнены расчеты обтекания компоновки самолета при трубных ( $M = 0,15$ ;  $Re = 1,2 \cdot 10^6$ ; рис. 13, а) и натурных ( $M = 0,15$ ;  $Re = 4,3 \cdot 10^6$ ; рис. 13, б) числах Рейнольдса. Полученная на основании этих расчетов разность в значениях коэффициентов  $C_{y_{\max}}$  использована для коррекции трубных значений  $C_{y_{\max}}$  на влияние числа Рейнольдса. Ожидаемые потери подъемной силы крыла на балансировку ( $\Delta C_{y_b}$ ) оценены с учетом относительного плеча горизонтального оперения  $L_{go} = 3,32$  и расчетных значений момента тангажа.

С оценкой потерь несущих свойств крыла самолета на балансировку ( $\Delta C_{y_b}$ ) ожидаемые сбалансированные значения  $C_{y_{\max}}$  в натурных условиях полета могут составить:

$$\begin{aligned}\delta_3 = 0^\circ & (\Delta C_{y_b} = -0,097) - C_{y_{\max}} = 1,55; \\ \delta_3 = 20^\circ & (\Delta C_{y_b} = -0,069) - C_{y_{\max}} = 2,13; \\ \delta_3 = 40^\circ & (\Delta C_{y_b} = -0,066) - C_{y_{\max}} = 2,62.\end{aligned}$$

## Заключение

С использованием численных методов вычислительной аэродинамики выполнено проектирование компоновок крыла УТС «Сапсан» ( $Go = 1300$  кг) и пилотажного самолета акробатической категории типа Су-49 ( $Go = 1250$  кг), включающее:

- разработку корневых ( $\bar{c} = 16$  и 18 %) и концевых ( $\bar{c} = 12$  %) профилей с повышенным уровнем несущих свойств при малых скоростях полета ( $C_{y_{\max}} \approx 1,7 \dots 1,8$  – УТС и  $C_{y_{\max}} \approx 1,6$  – пилотажный самолет), пониженными значениями сопротивления на повышенных углах атаки относительно рассматриваемых других профилей и умеренными величинами момента тангажа при нулевых углах атаки ( $|m_{z_0}| \leq 0,05$ );
- проектирование эффективной механизации задней кромки крыла с безотрывным

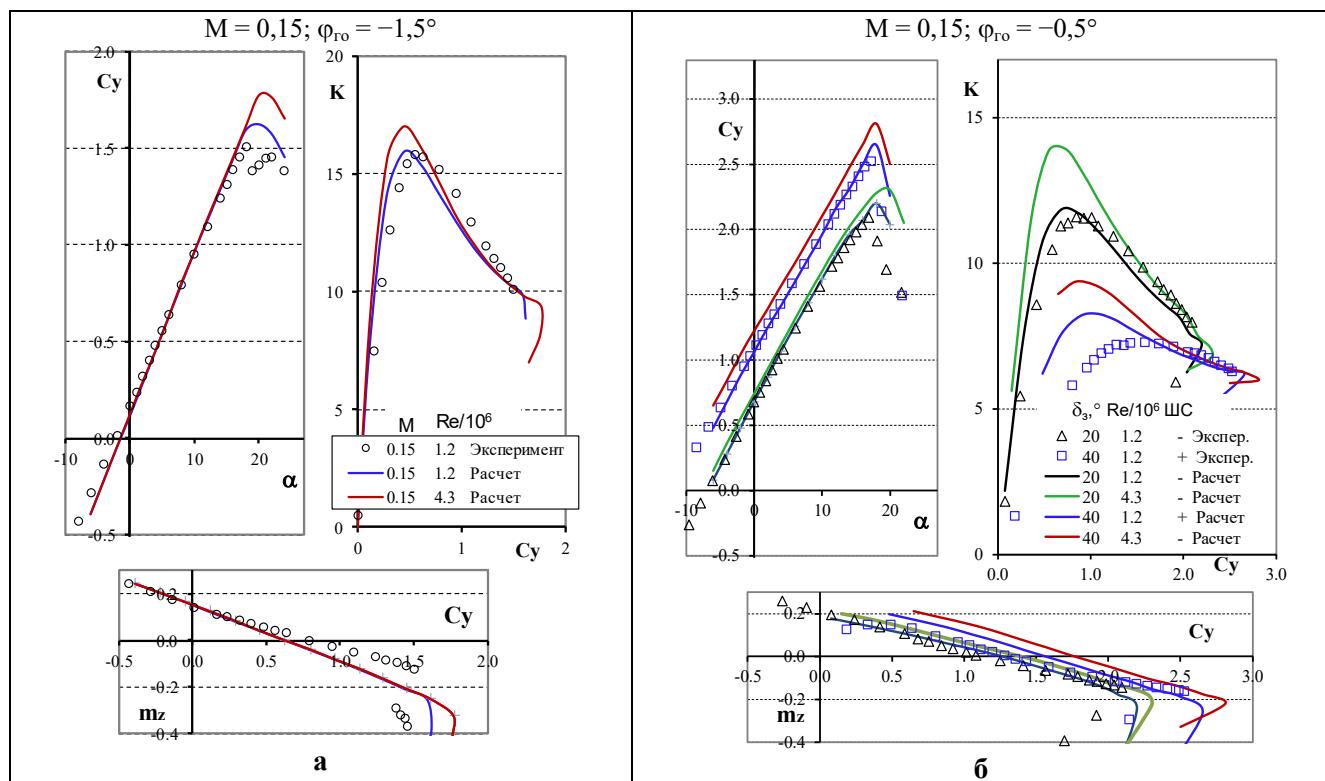


Рис. 13. Расчетные АДХ компоновки УТС «Сапсан»:  
 а – испытания в АДТ; б – натурные условия полета  
 Fig. 13. Calculated aerodynamic characteristics of the Sapsan training aircraft  
 а – wind tunnel tests; б – full-scale flight conditions

характером обтекания верхней поверхности закрылков в посадочной конфигурации;

- оценку несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки.

Последующие испытания разработанных крыльев в компоновках моделей самолетов, проведенные в малоскоростных аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИА ( $M = 0,15$ ;  $Re = 1,2 \dots 1,35 \cdot 10^6$ ), показали уровень несущих свойств крыла, превышающий заявленные требования, и благоприятный характер поведения продольных и боковых характеристик.

Так, экспериментальное значение  $C_{y_{\max}}$  модели УТС «Сапсан» в посадочной конфигурации ( $C_{y_{\max}} = 2,52$ ;  $\delta_3 = 40^\circ$ ) превышает заявленное заказчиком требование (2,27). Отрыв потока на околокритических углах атаки, отсутствующий в концевых сечениях крыла и происходящий в корневой части крыла, способствует сохранению эффективности элеронов и создает благоприятное изменение мо-

мента тангажа на пикирование, способствующее уменьшению угла атаки. Для боковых характеристик модели отмечается в целом благоприятное поведение в рассмотренных конфигурациях крыла: крейсерской и посадочной.

При достаточно высоких значениях  $C_{y_{\max}}$  модели пилотажного самолета типа Су-49, полученных в крейсерской конфигурации в «прямом» ( $C_{y_{\max}} = 1,54$ ) и «перевернутом» ( $-1,01$ ) положениях полета, разница в значениях аэродинамического качества при величинах  $C_{y_{kp}} = \pm 0,5$  составляет  $\Delta K \approx 2,6$  единицы. Достигнутый в эксперименте уровень значений  $C_{y_{\max}}$  модели в посадочной конфигурации ( $C_{y_{\max}} = 2,29$ ;  $\delta_3 = 40^\circ$ ) соответствует заявленному требованию заказчика ( $C_{y_{\max}} > 2$ ). Линейный характер поведения зависимостей  $C_y(\alpha)$  модели с убранной и отклоненной механизацией в широком диапазоне углов атаки, по-видимому, сможет обеспечивать эксплуатационный диапазон пере-

грузок  $n_y = (-7/10)$  г в натурных условиях полета, соответствующий значениям коэффициентов  $C_y = -0,91$  и  $1,3$  в натурных условиях полета.

Коррекция трубных значений  $C_{y_{max}}$  модели УТС «Сапсан» на учет масштабного эффекта, проведенная с использованием результатов расчета обтекания компоновки самолета при трубных и натурных числах Рейнольдса в условиях обтекания в рамках квазитрехмерного моделирования и оценки ожидаемых потерь на балансировку ( $\Delta C_{y_b}$ ), показали следующий уровень сбалансированных значений  $C_{y_{max}}$ :

$$\delta_3 = 0^\circ (\Delta C_{y_b} = -0,097) - C_{y_{max}} = 1,55;$$

$$\delta_3 = 20^\circ (\Delta C_{y_b} = -0,069) - C_{y_{max}} = 2,13;$$

$$\delta_3 = 40^\circ (\Delta C_{y_b} = -0,066) - C_{y_{max}} = 2,62.$$

Достигнутый уровень значений  $C_{y_{max}}$  крыла моделей в посадочной конфигурации, разработанных в конце прошлого и в начале настоящего столетий, превышает аналогичные значения некоторых УТС, в том числе разрабатываемых в настоящее время.

## Список литературы

1. **Uitdewilligen S., de Voogt A.J.** Aircraft accidents with student pilots flying solo: analysis of 390 cases // Aviation Space and Environmental Medicine. 2009. Vol. 80, no. 9. Pp. 803–806. DOI: 10.3357/ASEM.2510.2009

2. **Houston S.A., Walton R.O., Conway B.A.** Analysis of general aviation instructional loss of control accidents // Journal of Aviation/Aerospace Education & Research. 2012. Vol. 22, iss. 1. Pp. 35–49. DOI: 10.15394/jaaer.2012.1402

3. **Jacobson S.R.** Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges [Электронный ресурс] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Canada, Toronto, Ontario, 02-05 August 2010. DOI: 10.2514/6.2010-8007 (дата обращения: 15.01.2025).

4. **Goraj Z., Baron A., Kacprzyk J.** Dynamics of a light aircraft in spin // Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. 2002. Vol. 74, iss. 3. Pp. 237–251. DOI: 10.1108/00022660210427422

5. **Ragheb A.M., Dantsker Or D., Selig M.E.** Stall/Spin flight testing with a sub-scale aerobatic aircraft [Электронный ресурс] // 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. CA, San Diego, 24-27 June 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2806 (дата обращения: 15.01.2025).

6. **Lambregts A.A.** Airplane upsets: old problem, new issues / A.A. Lambregts, G. Nesemeier, J.E. Wilborn, R.L. Newman // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Hawaii, Honolulu, 18-21 August 2008. DOI: 10.2514/6.2008-6867 (дата обращения: 15.01.2025).

7. **Yang Z.** Investigation and improvement of stall characteristic of high-lift configuration without slats / Z. Yang, J. Li, J. Jin, H. Zhang, Y. Jiang [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 2019. ID: 7859482. 14 p. DOI: 10.1155/2019/7859482 (дата обращения: 15.01.2025).

8. **Leidner D.** The incomplete guide to airfoil usage [Электронный ресурс] // UIUC Applied Aerodynamics Group. URL: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html> (дата обращения: 15.01.2025).

9. **Leishman J.G.** Stalling & Spinning – Introduction to aerospace flight vehicles [Электронный ресурс] // Embry-Riddle Aeronautical University. 2023. URL: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/> (дата обращения: 15.01.2025).

10. **Драч Д.К., Осипчук Ю.Н.** Учебно-тренировочный самолет Як-152 // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2008. № 5. С. 40–44.

11. **Волков А.В., Ляпунов С.В.** Метод расчета трансзвукового обтекания профиля с учетом изменения энтропии на скачках уплотнения // Ученые записки ЦАГИ. 1993. Т. 24, № 1. С. 3–11.

12. **Raymer D.P.** Aircraft design: a conceptual approach. 2nd ed. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 760 p.

13. **Чичеров Н.А.** Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов в широком диапазоне углов атаки методом деформируемой несущей поверхности // Техника воздушного флота. 1994. № 1-2. С. 30–40.

- 14. Михайлов Ю.С.** Аэродинамическое проектирование высоконесущих профилей для самолетов авиации общего назначения // Техника воздушного флота. 1998. № 2-3. С. 11–17.
- 15. Чернышев С.Л.** Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России / С.Л. Чернышев, А.И. Дунаевский, А.В. Редькин, Ю.С. Михайлов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 8. С. 72–79.
- 16. Михайлов Ю.С.** Проектирование механизации крыла гражданских самолетов // Сборник докладов IV научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2002». Геленджик, 4–8 сентября 2002 г. С. 244–258.
- 17. Pettersson K., Rizzi A.** Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present // Progress in Aerospace Sciences. 2008. Vol. 44, iss. 4. Pp. 295–313. DOI: 10.1016/j.paerosci.2008.03.002
- 18. Баринов В.А.** Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Труды ЦАГИ. 1983. Вып. 2205. С. 48.
- 1. Uitdewilligen, S., de Voogt, A.J.** (2009). Aircraft accidents with student pilots flying solo: analysis of 390 cases. *Aviation Space and Environmental Medicine*, vol. 80, no. 9, pp. 803–806. DOI: 10.3357/ASEM.2510.2009
- 2. Houston, S.A., Walton, R.O., Conway, B.A.** (2012). Analysis of general aviation instructional loss of control accidents. *Journal of Aviation/Aerospace Education & Research*, vol. 22, issue 1, pp. 35–49. DOI: 10.15394/jaaer.2012.1402
- 3. Jacobson, S.R.** (2010). Aircraft loss of control causal factors and mitigation challenges. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Canada, Toronto, Ontario, 02-05 August 2010. DOI: 10.2514/6.2010-8007 (accessed: 15.01.2025).
- 4. Goraj, Z., Baron, A., Kacprzyk, J.** (2002). Dynamics of a light aircraft in spin. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, vol. 74, issue 3, pp. 237–251. DOI: 10.1108/00022660210427422
- 5. Ragheb, A.M., Dantsker, Or D., Selig, M.E.** (2013). Stall/Spin flight testing with a subscale aerobatic aircraft. In: *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. CA, San Diego, 24-27 June 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2806 (accessed: 15.01.2025).
- 6. Lambregts, A.A., Nesemeier, G., Wilborn, J.E., Newman, R.L.** (2008). Airplane upsets: old problem, new issues. In: *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. Hawaii, Honolulu, 18-21 August 2008. DOI: 10.2514/6.2008-6867 (accessed: 15.01.2025).
- 7. Yang, Z., Li, J., Jin, J., Zhang, H., Jiang, Y.** (2019). Investigation and improvement of stall characteristic of high-lift configuration without slats. *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, ID: 7859482, 14 p. DOI: 10.1155/2019/7859482 (accessed: 15.01.2025).
- 8. Lednicer, D.** (2024). The incomplete guide to airfoil usage. UIUC Applied Aerodynamics Group. Available at: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html> (accessed: 15.01.2025).
- 9. Leishman, J.G.** (2023). Stalling & Spinning – Introduction to aerospace flight vehicles. Embry-Riddle Aeronautical University. Available at: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/> (accessed: 15.01.2025).
- 10. Drach, D.K., Osipchuk, Yu.N.** (2008). YaK-152 trainer. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 5, pp. 40–44. (in Russian)
- 11. Volkov, A.V., Lyapunov, S.V.** (1993). Method of calculating transonic flow around an airfoil with allowance for entropy changes across shock wave. *Uchenyye zapiski TsAGI*, vol. 24, no. 1, pp. 3–11. (in Russian)
- 12. Raymer, D.P.** (1992). Aircraft design: a conceptual approach. 2nd ed. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 760 p.

13. **Chicherov, N.A.** (1994). Calculation of aerodynamic characteristics of subsonic aircraft over a wide range of angles of attack using the deformable lifting surface method. *Tekhnika vozдушного флота*, no. 1-2, pp. 30–40. (in Russian)
14. **Mikhailov, Yu.S.** (1998). Aerodynamic design of high-lift airfoils for general aviation aircraft. *Tekhnika vozдушного флота*, no. 2-3, pp. 11–17. (in Russian)
15. **Chernyshev, S.L., Dunaevsky, A.I., Redkin, A.V., Mikhailov, Yu.S.** (2013). Definition of configuration for a family of light multipurpose aircraft for local-service airlines of Russia. *All-Russian Scientific-Technical Journal* “Polyot” (“Flight”), no. 8, pp. 72–79. (in Russian)
16. **Mikhailov, Yu.S.** (2002). Design of wing high-lift system for civil aircraft. In: *Sbornik dokladov IV nauchnoy konferentsii po gidroaviacii “Gidroaviasalon-2002”*, pp. 244–258. (in Russian)
17. **Pettersson, K., Rizzi, A.** (2008). Aerodynamic scaling to free flight conditions: Past and present. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 44, issue 4, pp. 295–313. DOI: 10.1016/j.paerosci.2008.03.002
18. **Barinov, V.A.** (1983). Calculation of drag coefficients and aerodynamic efficiency of subsonic passenger and transport aircraft. *Trudy TsAGI*, issue 2205, p. 48. (in Russian)

## Сведения об авторе

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

## Information about the author

**Yuri S. Mikhailov**, Candidate of Technical Sciences, Chief Researcher of Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), mikh47@yandex.ru.

Поступила в редакцию	26.05.2025	Received	26.05.2025
Одобрена после рецензирования	11.07.2025	Approved after reviewing	11.07.2025
Принята в печать	20.11.2025	Accepted for publication	20.11.2025

ББК 05

Н 34

Св. план 2025

Научный Вестник МГТУ ГА  
Том 28, № 06, 2025  
Civil Aviation High TECHNOLOGIES  
Vol. 28, No. 06, 2025

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи,  
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989  
от 27 декабря 2011 г.

Оформить подписку на печатную версию журнала можно на сайте Объединенного каталога «Пресса России» [www.pressa-rf.ru](http://www.pressa-rf.ru). Подписной индекс 84254.

---

Подписано в печать 15.12.2025.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

12,25 усл. печ. л.

Заказ № 2039/220

Тираж 50 экз.

---

Московский государственный технический университет ГА  
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20  
Изготовлено в ИД Академии имени Н. Е. Жуковского  
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А  
Тел.: (495) 973-45-68  
E-mail: [artpress@mail.ru](mailto:artpress@mail.ru)