

Том 28, № 05, 2025

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 28, No. 05, 2025

Издается 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;
Полешкина 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 авиации, Технический университет в Кошице, Кошице, Словацкая 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. Zheltov*, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Academician, Russian Academy of Sciences, Professor, Doctor of Sciences, First Deputy General Director, State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia;
- 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;
- 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, prof., Doctor of Science, Principal Researcher, Institute of Mathematics and Mechanics, named after N.N. Krasovskiy, 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;
- Vacily S. Shapkin*, Honored Worker of Transport of the Russian Federation, Professor, Doctor of Sciences, First Deputy General Director, The National Research Center “Zhukovsky Institute” Moscow, Russia;
- 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.

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

E-mail: vestnik@mstuca.ru

Редакционный совет

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

Косьянчук 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;

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

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

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

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

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

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

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

Халютин С.П., проф., д. т. н., ген. директор ООО «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. Vyshinsky, Professor, Doctor of Sciences, Head of Chair, Moscow Institute of Physics and Technology, Chief Research Fellow, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovskiy, Russia;

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ

Ганичев А.А.

Метод анализа многомерных сочетаний признаков сетевого трафика для выявления признаков несанкционированного вмешательства в авиационных сетях передачи данных 8

Zasukhin A.S., Budaev V.D., Sizikov D.O.

The study of the efficiency of navigation system integration algorithms based on the extended Wiener filter 22

Samoilenko E.V., Ugreninov V.G., Shestakov V.V.

Experimental studies of the influence of the characteristics of the metal bond coat on the durability of the heat-protective coating of the turbine blades of a gas turbine engine 41

МАШИНОСТРОЕНИЕ

Артемов А.Д., Пигин С.В.

Некоторые аспекты допуска выпускников авиационных вузов к эксплуатации гражданских воздушных судов 50

Каргаев М.В.

Метод расчета устойчивости обшивок хвостовых отсеков лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета 63

Лепешкин А.Р., Аунг К.М.

Расчетно-экспериментальная методика исследования лобового стекла самолета на птицестойкость 76

CONTENTS

TRANSPORTATION SYSTEMS

- Ganichev A.A.**
Method of analyzing multidimensional combinations of network traffic features for identifying signs of unauthorized intrusion in aviation data transmission networks 8
- Zasukhin A.S., Budaev V.D., Sizikov D.O.**
The study of the efficiency of navigation system integration algorithms based on the extended Wiener filter 22
- Samoilenko E.V., Ugreninov V.G., Shestakov V.V.**
Experimental studies of the influence of the characteristics of the metal bond coat on the durability of the heat-protective coating of the turbine blades of a gas turbine engine 41

MECHANICAL ENGINEERING

- Artemov A.D., Pigin S.V.**
Some aspects of aviation university graduates' work permit to maintain civil aircraft 50
- Kargaev M.V.**
Method of stability computation of the main rotor blades tail section skins subject to wind at a helicopter parking lot 63
- Lepeshkin A.R., Aung K.M.**
Calculation and experimental methodology for studying the aircraft windshield for bird strike resistance 76

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 004.056:629.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-8-21

Метод анализа многомерных сочетаний признаков сетевого трафика для выявления признаков несанкционированного вмешательства в авиационных сетях передачи данных

А.А. Ганичев¹

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

Аннотация: В связи с увеличением интенсивности и усложнением сетевого взаимодействия авиационных систем передачи данных существенно возрастает потребность в разработке методов выявления признаков несанкционированного вмешательства в авиационную деятельность. Важность данной проблемы обусловлена необходимостью обеспечения устойчивости авиационной инфраструктуры к разнообразным угрозам, способным привести к критическим нарушениям работы систем управления воздушным движением и повлиять на безопасность полетов воздушных судов. В статье разработан и представлен метод анализа многомерных сочетаний признаков сетевого трафика авиационных систем передачи данных, основанный на модифицированном алгоритме частотного анализа FP-Growth, адаптированном под специфику многомерных данных. Отличительной особенностью предложенного подхода является сохранение контекста признаков и возможность выявления скрытых зависимостей между различными параметрами сетевых событий, которые недоступны традиционным одномерным алгоритмам частотного анализа. Разработана модель представления сетевых событий в виде многомерных транзакций, предложен алгоритм построения многомерного дерева частых признаков и извлечения устойчивых сочетаний признаков с заданной частотой встречаемости. По результатам экспериментальной проверки на реальных данных сетевого трафика подтверждена возможность выявления шаблонов сетевых атак и ранее не регистрируемых аномальных сочетаний признаков. Выполнена количественная оценка производительности предлагаемого метода, подтвердившая его эффективность и пригодность для обработки значительных объемов информации, характерных для авиационных систем передачи данных, в режиме реального времени. Предложенный метод обеспечивает повышение защищенности авиационных сетей и своевременное выявление угроз авиационной деятельности. Разработанный метод может быть использован для повышения устойчивости АСПД систем УВД к угрозам и приоритетного выбора мер защиты для обеспечения безопасности полетов.

Ключевые слова: несанкционированное вмешательство, информационная безопасность, авиационная сеть передачи данных, обнаружение атак, риск, частотный анализ, сетевой трафик.

Для цитирования: Ганичев А.А. Метод анализа многомерных сочетаний признаков сетевого трафика для выявления признаков несанкционированного вмешательства в авиационных сетях передачи данных // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 8–21. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-8-21

Method of analyzing multidimensional combinations of network traffic features for identifying signs of unauthorized intrusion in aviation data transmission networks

A.A. Ganichev¹

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

Abstract: Due to the increasing intensity and complexity of network interactions in aviation data transmission systems, the need for developing methods to detect signs of unauthorized interference in aviation operations is significantly growing. The importance of this issue is due to the need to ensure control systems and affect the safety of aircraft flights. This article develops and presents a method for analyzing multidimensional combinations of network traffic features in aviation data transmission systems, based on a modified frequent-pattern FP-Growth algorithm adapted specifically for multidimensional data. A distinctive feature of the proposed approach is maintaining the contextual integrity of network event attributes, enabling the identification of hidden dependencies among various parameters of network events that are inaccessible to traditional one-dimensional frequent pattern analysis algorithms. A model for representing network events as multidimensional transactions is formulated, and an algorithm for constructing a multidimensional frequent-pattern tree and extracting stable combinations of features with a predefined frequency of occurrence is proposed. Experimental validation using real network traffic data confirmed the capability of detecting network attack patterns and previously unrecorded anomalous feature combinations. A quantitative evaluation of the proposed method's performance was conducted, confirming its efficiency and suitability for processing substantial data volumes characteristic of aviation data transmission systems in real-time conditions. The developed method provides improved protection for aviation networks and timely identification of threats to aviation operations. The developed method can be applied to enhance the resilience of aviation data transmission systems for air traffic management and prioritize protective measures to ensure flight safety.

Key words: unauthorized interference, information security, network reliability, aviation data network, attack detection, risk, frequency analysis; network traffic.

For citation: Ganichev, A.A. (2025). Method of analyzing multidimensional combinations of network traffic features for identifying signs of unauthorized intrusion in aviation data transmission networks. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 28, no. 5, pp. 8–21. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-8-21

Введение

В современных условиях постоянный рост объема и сложности сетевого трафика на воздушном транспорте требует разработки новых подходов к анализу данных авиационных сетей передачи данных (АСПД) [1–3]. АСПД представляют собой совокупность каналов цифрового обмена между воздушными судами (ВС), объектами наземной инфраструктуры воздушного транспорта и системами управления воздушным движением (УВД), формируемую в рамках информационного взаимодействия в доменах аэронавигационного и оперативного контроля [4]. В соответствии с Федеральным законом № 187-ФЗ «О безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации»¹ авиационные системы

связи и УВД входят в число критически важных объектов. В соответствии с положениями Федерального закона № 16-ФЗ «О транспортной безопасности»² воздушный транспорт отнесен к числу объектов, в отношении которых предусмотрены меры противодействия актам незаконного вмешательства, нарушающим функционирование информационных и технических систем, при этом подход к обеспечению безопасности в авиации должен основываться на международных стандартах, установленных ИКАО. На международном уровне соответствующие направ-

структуры Российской Федерации [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. 2017. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_20885/ (дата обращения: 22.03.2025).

² Федеральный закон № 16-ФЗ от 9 февраля 2007 г. О транспортной безопасности [Электронный ресурс] // КонсультантПлюс. 2007. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_66069/ (дата обращения: 22.03.2025).

¹ Федеральный закон № 187-ФЗ от 26 июля 2017 г. О безопасности критической информационной инфра-

ления закреплены в Глобальном плане обеспечения авиационной безопасности, утвержденном по итогам 41-й сессии Ассамблеи ИКАО³. В актуальной редакции документа подчеркивается значимость учета угроз информационной безопасности, связанных с воздействием на сетевую инфраструктуру авиационного транспорта, при модернизации систем и реализации новых технологических решений. НСВ в СПД, обеспечивающие функционирование систем управления ВД, рассматривается как один из возможных векторов реализации подобных угроз.

Согласно ГОСТ Р 57240-2016⁴ к числу объектов, подлежащих защите от несанкционированного вмешательства (НСВ), отнесены технические средства связи и сети передачи данных, задействованные в работе воздушного транспорта. Авиационные СПД представляют собой гетерогенные сети, объединяющие различные подсистемы и протоколы, с большим количеством источников событий [5–7]. При этом сохранение безопасности этих сетей осложняется появлением новых угроз несанкционированного вмешательства в работу бортовых и наземных узлов связи [8–10]. Традиционные средства защиты, основанные на фиксированных сигнатурах или простом пороговом контроле, часто не способны своевременно выявлять сложные многоэтапные атаки, маскирующиеся под легитимный трафик [11]. В последние годы исследователи отмечают необходимость корреляционного анализа событий в сетях для обнаружения скрытых зависимостей, указывающих на атакующие воздействия [12–14]. Однако существующие решения, как правило, рассчитаны на однородные данные и не учитывают всю полноту информации, присутствующей в телеметрии авиационных сетей.

Современные исследования указывают на наличие значительного числа уязвимостей в архитектуре АСПД. Нарушители могут иска-

жать маршрутную информацию, осуществлять перехват управляющих команд и нарушать функционирование взаимосвязанных подсистем. В беспилотных авиационных комплексах, как показано в [15, 16], отсутствуют надежные механизмы противодействия НСВ. Отмечены случаи внедрения вредоносных компонентов, захвата элементов управления и деструктивного воздействия на навигационные устройства. Быстрое развитие средств и методов осуществления НСВ на АСПД сопровождается отставанием отраслевых регламентов и нормативных основ. Анализ текущих стандартов, регламентирующих обеспечение информационной безопасности в сфере воздушного транспорта (в том числе международных), показывает, что нормативная база не охватывает всего спектра актуальных векторов атак. Результаты прикладных исследований в области оценки рисков и тестирования подтверждают недостаточную эффективность действующих защитных механизмов при моделировании сложных сценариев воздействия [17, 18].

Одним из перспективных подходов к выявлению признаков атак является анализ часто встречающихся сочетаний признаков сетевого трафика. Основная гипотеза состоит в том, чтобы обнаруживать устойчиво повторяющиеся комбинации атрибутов сетевых событий, которые могут указывать на характерные сценарии поведения, в том числе связанные с НСВ в АСПД. Например, многократное появление определенной последовательности действий в различных подсистемах сети может свидетельствовать о целенаправленной вредоносной активности. Ассоциативный анализ данных, широко применяемый для поиска шаблонов (паттернов) в транзакционных базах, представляет особый интерес в данном контексте. Алгоритмы поиска частых наборов, такие как Apriori и FP-Growth, изначально предназначены для выявления часто совместно встречающихся элементов в массивах транзакций [19, 20]. Применение их идей к задаче анализа сетевого трафика открывает возможность автоматического выявления характерных комбинаций параметров сетевых пакетов, потенциально указывающих на атаки.

³ Doc 10118: Global Aviation Security Plan: 2nd ed. // ICAO, 2024. 60 p.

⁴ ГОСТ Р 57240-2016. Защита информации. Системы обеспечения информационной безопасности воздушного транспорта. Общие положения. М.: Стандартинформ, 2016. 18 с.

Однако прямое использование классических методов частотного анализа в АСПД сталкивается с серьезными затруднениями [21, 22]. С одной стороны, традиционные алгоритмы ассоциативного правила (Apriori, FP-Growth) рассчитаны на одномерные данные, то есть на транзакции, представленные в виде неупорядоченных наборов элементов из одного множества признаков. В задаче анализа сетевых событий мы имеем дело с многомерными записями: каждое сетевое событие характеризуется совокупностью разнородных атрибутов (время, протокол, адреса отправителя и получателя, порт, флаги и проч.). Сведение многомерного события к простому набору элементов приводит к потере структуры: становится неясно, какой атрибут какого значения касается. С другой стороны, раздельный анализ по каждой категории признаков лишает возможности обнаружить взаимосвязи между различными типами атрибутов. В результате традиционные алгоритмы либо теряют контекст, либо не раскрывают междоменные зависимости, которые как раз и могут содержать ключ к распознаванию комплексных атак.

Таким образом, возникает необходимость в специальном методе, учитывающем многомерную природу данных авиационных сетей. В настоящей работе предлагается метод поиска частых наборов признаков, адаптированный для многомерных данных сетевого трафика авиационной СПД. Цель исследования – разработка и демонстрация эффективности метода, способного выявлять многомерные частые паттерны сетевых событий, характерные для НСВ.

Методы

Задача обнаружения признаков НСВ в АСПД систем УВД формулируется следующим образом: требуется на основе журналов сетевых событий выявить устойчиво повторяющиеся комбинации признаков (атрибутов пакетов и соединений), которые статистически встречаются значительно чаще во время атак или аномальных ситуаций, чем при

штатной работе системы. Выявленные частые многомерные шаблоны должны лечь в основу правил корреляции событий для последующего оповещения о потенциальных атаках. При этом метод должен работать в условиях гетерогенности источников (разные подсистемы генерируют события с разными форматами) и большого объема данных, поступающих в режиме, близком к реальному времени.

Для поиска часто встречающихся сочетаний элементов в наборах данных наиболее известны два подхода. Алгоритм Apriori [21] выполняет итеративное порождение и проверку наборов-кандидатов, опираясь на принцип антимонотонности: если некоторый набор признаков нечастый, то и любое его надмножество не может быть частым. Apriori последовательно (по возрастанию размера наборов) генерирует комбинации элементов и отфильтровывает те, чья поддержка не достигает минимального порога. Этот метод прост и понятен, однако плохо масштабируется на большие базы с высокой размерностью записей: число кандидатов растет экспоненциально, и алгоритм вынужден многократно сканировать весь набор данных, что приводит к большим затратам памяти и времени при анализе сетевых логов большого объема.

Более производительным решением является алгоритм Frequent Pattern Growth (FP-Growth), предложенный в [22]. Он устраняет необходимость генерировать все комбинации, вместо этого используя компактную древовидную структуру для представления транзакций. На первом проходе по данным FP-Growth вычисляет частоты отдельных элементов и отбрасывает редкие; на втором – строит FP-дерево (FP-tree), в узлах которого хранятся элементы, а пути от корня соответствуют транзакциям. Повторяющиеся префиксы транзакций в таком дереве занимают общее место, благодаря чему достигается сжатие данных. Частые наборы извлекаются из FP-дерева с помощью обхода путей, оканчивающихся на интересующий элемент, и восстановления соответствующих комбинаций. FP-Growth часто работает значительно быстрее Apriori, особенно на данных с боль-

шим количеством общих фрагментов, что свойственно, например, потокам сетевых пакетов, где многие соединения имеют схожие атрибуты.

Несмотря на преимущества FP-Growth, оба рассмотренных алгоритма исходят из предположения о плоской транзакции, то есть из того, что каждая запись – это набор элементов из единого унифицированного множества. В анализе сетевых событий это означало бы, например, что мы заранее перечисляем все возможные значения всех атрибутов (IP-адресов, портов, типов сообщений и т.д.) в одно большое множество и представляем каждое событие как подмножество этих значений. Такой подход не отражает структуру данных: теряется информация о том, какое значение к какому полю относилось. Например, значения «80» в поле «порт» и в поле «длина пакета» для классических алгоритмов неразличимы. Как результат, многомерное событие превращается в бессмысленный набор разрозненных данных. Альтернативный вариант – вести поиск частых сочетаний отдельно по каждому атрибуту тоже неприменим, так как не позволит выявить связь между разными аспектами события (например, между номером порта и флагом протокола). В авиационных сетях такая связь критически важна: комплексные атаки проявляются сочетанием признаков в разных измерениях (временных, протокольных, адресных), и их невозможно обнаружить анализом каждого поля по отдельности. Таким образом, необходимо усовершенствовать метод частотного анализа, чтобы он работал с многомерными транзакциями.

Разработка метода анализа многомерных сочетаний признаков сетевого трафика

Для решения поставленной задачи разработан алгоритм, модифицирующий FP-Growth таким образом, чтобы учитывать принадлежность каждого элемента к определенному атрибуту (измерению) сетевого события. Ключевая идея состоит в кодировании

элементов с указанием их измерения, построении на этой основе особого дерева частых паттернов и извлечении сочетаний, учитывающих несколько измерений одновременно. Формально каждое событие (например, единичная запись в журнале сети) представлено вектором признаков

$$E_j = (x_1^{(j)}, x_2^{(j)}, \dots, x_m^{(j)}), \quad (1)$$

где $x_i^{(j)}$ – значение i -го признака (атрибута) в j -м событии.

Последовательность наблюдаемых сетевых событий за некоторый период можно обозначить как множество (или упорядоченный набор) таких векторов:

$$D = \{E_1, E_2, \dots, E_N\}, \quad (2)$$

где N – общее число событий в рассматриваемой выборке данных. В силу гетерогенности источников и форматов данных перед анализом выполняется нормализация и объединение событий в единую структуру. Это требует удаления дубликатов, синхронизации временных меток, унификации представления атрибутов. Результатом является нормализованная последовательность \bar{D} , пригодная для дальнейшего ассоциативного анализа:

$$\bar{D} = \{\bar{E}_1, \bar{E}_2, \dots, \bar{E}_N\}, \quad (3)$$

где \bar{E}_j – вектор признаков j -го события после предварительной обработки (сохранена исходная семантика, но приведен единый формат данных).

На основном этапе реализуется модифицированный метод частотного анализа, обозначаемый как Multi Dimensional Frequent Pattern Growth (MDFP). Его принцип работы следующий. Вместо простых значений метод оперирует парами (атрибут, значение). То есть каждый возможный исходный элемент кодируется как пара вида $a_{attr}:v$, где a_{attr} – идентификатор атрибута (например, номер поля или название параметра), а v – конкретное значение. Например, если первый атри-

бут – это номер порта, а второй – тип протокола, то элемент $a_1:80$ будет означать значение 80 в поле «номер порта», а $a_1:TCP$ – значение TCP во втором атрибуте (тип протокола). Благодаря этому различаются одинаковые по написанию значения, принадлежащие разным признакам, и данные из разных источников могут быть объединены для анализа без потери контекста.

Метод строит специальное MDFP-дерево (многомерное FP-дерево) для представления всех транзакций \bar{D} . Построение происходит в два шага:

1) одно прохождение по данным для вычисления поддержки каждого возможного значения в разрезе каждого измерения, то есть для каждой пары (атрибут a_{attr} , значение v) подсчитывается, сколько раз она встречается в наборе событий. Элементы, не достигающие заданного минимального порога поддержки σ_{min} , считаются редкими и отбрасываются как неинформативные. Остальные частые элементарные признаки сортируются по убыванию частоты;

2) выполняется второе чтение набора данных, в ходе которого строится FP-дерево. Каждый узел дерева содержит пару $a_{attr}:v$ и счетчик вхождений. Транзакции (события) добавляются поочередно: для текущего события берется упорядоченный (согласно шагу 1) список пар $a_{attr}:v$, после чего этот список добавляется в дерево как путь от корня. Если на данном пути некоторые узлы (префикс последовательности) уже существуют в дереве, их счетчики увеличиваются; новые узлы создаются для тех элементов, которые встречаются впервые на данном ветвлении. В результате получается компактная древовидная структура, в которой общие префиксы событий хранятся единым участком. Это экономит память и позволяет затем эффективно извлекать частые комбинации.

На рис. 1 приведен упрощенный пример построения MDFP-дерева. В этом примере показано постепенное добавление транзакций (сетевых событий) и формирование общей древовидной структуры: повторяющиеся последовательности атрибутов агрегируются, а

новые ветви появляются только для новых сочетаний. Как видно, итоговое дерево содержит узлы, помеченные парами $a_{attr}:v$, и каждый узел имеет счетчик, отражающий, сколько раз данный признак встречается в соответствующем контексте. Рис. 1 ясно демонстрирует, что после обработки всех транзакций дерево компактно отражает все частые многомерные комбинации признаков, присутствующие в исходных данных (в примере показано состояние после чтения 10 транзакций). На основе построенного MDFP-дерева затем осуществляется обход для извлечения частых наборов признаков.

Для извлечения частых паттернов из MDFP-дерева применяются стандартные техники, аналогичные используемым в FP-Growth: выполняется поиск всех путей, оканчивающихся данным значением, и реконструируются соответствующие комбинации признаков (с учетом различных измерений). В результате работы алгоритма формируется множество P всех частых многомерных шаблонов:

$$P = \{p_k | \text{sup}(p_k) \geq \sigma_{min}\}, \quad (4)$$

где $\text{sup}(p_k)$ – поддержка (частота встречаемости) паттерна p_k в выборке, σ_{min} – заданный минимальный уровень поддержки. Поддержка рассчитывается как доля транзакций (событий) из формулы (2), содержащих данный набор признаков. Паттерны, попавшие в множество P , представляют собой устойчиво повторяющиеся комбинации признаков событий, потенциально указывающие на присутствие аномальной активности. В контексте сетевой безопасности такие шаблоны могут соответствовать сигнатурам атак или характерному поведению вредоносного трафика.

В отличие от одномерных алгоритмов, в которых значения признаков обрабатываются без учета их принадлежности к конкретным атрибутам, многомерный анализ сохраняет структурную связь между признаками и их измерениями. Это означает, что выявленные паттерны включают информацию о связях между полями сетевого события. Например,

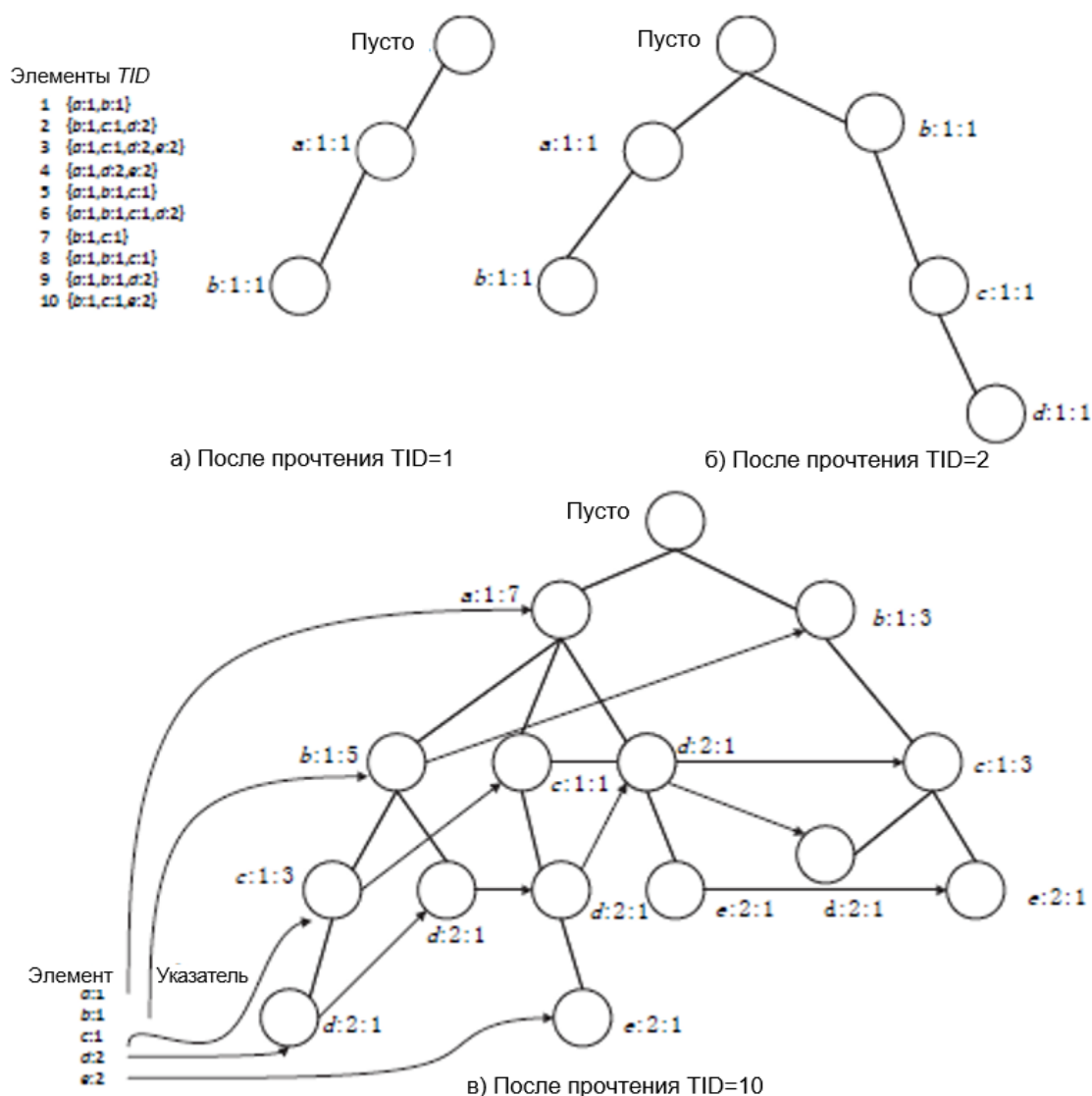


Рис. 1. Построение дерева MDFP
Fig. 1. Construction of the MDFP tree

метод способен обнаружить, что определенное значение порта часто встречается вместе с конкретным значением флага протокола и адреса отправителя, то есть фиксирует комплексный признак, который может быть характерен только для атаки. Классические подходы не видят разницы между комбинацией {порт = 80, флаг = SYN} и {порт = 80, флаг = RST} как между разными явлениями, тогда как в методе это будут разные паттерны, поскольку флаг – отдельное измерение. За счет этого достигается способность выявлять более сложные и значимые корреляции признаков, отражающие потенциальные попытки НСВ.

Предлагаемый метод многомерного анализа частых наборов признаков лег в основу общей многоуровневой модели ассоциации событий информационной безопасности в авиационной СПД. На рис. 2 представлена схема этой модели, состоящей из нескольких уровней обработки событий безопасности. Уровень сбора телеметрии агрегирует сырые события из различных подсистем: бортовых шлюзов, приемников протоколов (ACARS, VDL, SATCOM и др.), коммутаторов сетей управления воздушным движением, наземных маршрутизаторов и т. д. На выходе этого уровня формируется поток событий в виде

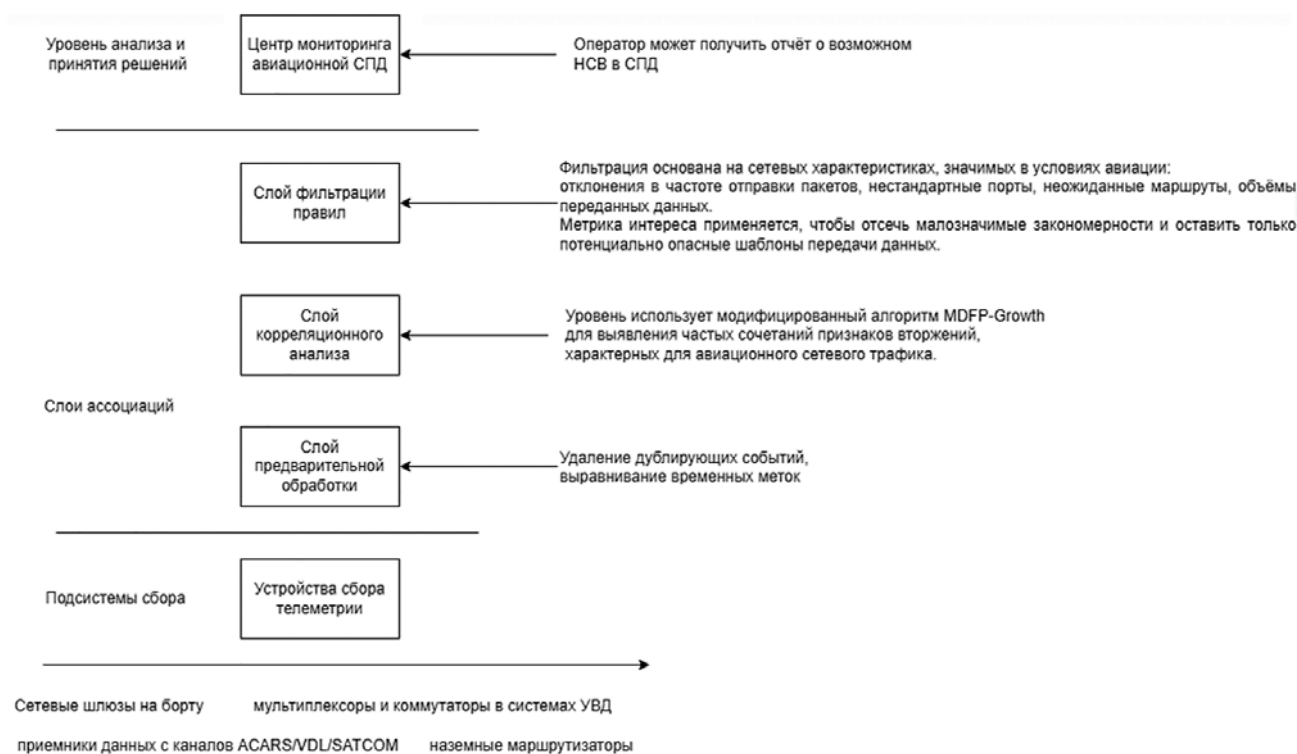


Рис. 2. Модель ассоциации событий информационной безопасности в авиационной СПД
Fig. 2. Model of information security events association in aviation data transmission systems

векторов атрибутов, который соответствует множеству D по формуле (2).

Уровень предварительной обработки выполняет описанные выше процедуры очистки и нормализации данных, приводя их к унифицированному виду, и получается последовательность \bar{D} по формуле (3). Далее следует уровень корреляционного анализа – на нем применяется предлагаемый метод для выявления множества частых многомерных шаблонов P по формуле (4). Полученные паттерны отражают статистически значимые сочетания признаков сетевых событий, среди которых ожидается наличие признаков атак. Уровень фильтрации правил предназначен для отбора самых информативных результатов: на этом этапе каждому частому паттерну может быть сопоставлено ассоциативное правило и рассчитаны показатели его значимости. В частности, вычисляется поддержка паттерна (доля событий, ее определяющих, что соответствует внутреннему критерию частоты), достоверность (*confidence*, условная вероятность появления следствия при нали-

чии основания) и специальная метрика интереса, отражающая степень отклонения обнаруженной зависимости от случайной нормы. Метрика интереса задается методом степени нормы, например в виде относительного превышения фактической совместной поддержки над ожидаемой при независимости событий:

$$Lift(A \Rightarrow B) = \frac{support(A \cup B)}{support(A) \cdot support(B)}. \quad (5)$$

Здесь $A \Rightarrow B$ – ассоциативное правило, соответствующее некоторому паттерну (множество A имплицирует событие B), $support(A \cup B)$ – поддержка объединения A и B (доля совместного появления), а произведение $support(A) \cdot support(B)$ представляет ожидаемую поддержку при условии статистической независимости A и B . Таким образом, $Lift(A \Rightarrow B) > 0$ означает, что связка A, B встречается существенно чаще, чем можно ожидать случайно, то есть правило представляет интерес для анализа. На этапе фильтрации отсеиваются шаблоны с недоста-



Рис. 3. Алгоритм фильтрации правил ассоциаций
Fig. 3. Association rules filtering algorithm

точной поддержкой и достоверностью, а также тривиальные зависимости с близким к единице значением $Lift(A \Rightarrow B)$ – последние считаются отражающими нормальные, заранее известные взаимосвязи и не несут аналитической ценности. Блок-схема алгоритма

фильтрации правил ассоциаций представлена на рис. 3. Более подробно алгоритм планируется раскрыть в последующих публикациях.

После фильтрации остаются наиболее значимые правила ассоциаций, потенциально указывающие на НСВ. Они могут быть ис-

пользованы на завершающем уровне анализа и принятия решений – например, переданы в центр мониторинга, где оператор получает уведомление или отчет об обнаруженных подозрительных корреляциях событий.

Следует отметить, что в рамках данной статьи основное внимание уделяется этапу выделения частых многомерных паттернов (уровень ассоциаций на рис. 2). Этапы формирования ассоциативных правил и их фильтрации упомянуты для полноты картины, однако детальный их анализ выходит за рамки обсуждения. В частности, расчет показателей достоверности и интереса (формула (5)) служит для дальнейшей работы с правилами корреляции и будет предметом отдельного исследования.

Экспериментальные результаты

Для проверки работоспособности и эффективности предложенного метода был проведен эксперимент на данных сетевого трафика, содержащих как нормальные, так и атакующие воздействия. В качестве исходных данных использовалась выборка из общедоступного набора CICIDS2017 [23], который имитирует трафик сети с различными атаками (DoS/DDoS, сканирование портов, Bruteforce и др.) наряду с легитимной активностью. Данный набор был выбран ввиду наличия меток атак и разнообразия представленных признаков сетевых соединений. Из него были извлечены журналы сетевых событий, включающие основные атрибуты пакетов: временная метка, продолжительность соединения, адрес источника, адрес назначения, номер порта назначения, используемый протокол, количество переданных байт, число пакетов, флаги TCP и др. Всего рассматривалось $m = 83$ ключевых признака, характеризующих каждое событие. Были отфильтрованы избыточные и малозначимые поля (например, идентификаторы записей), данные разных подсистем объединены по времени в единую последовательность событий. Общее число проанализированных событий составило порядка $N \approx 10^5$. Для предлагае-

мого метода был задан порог минимальной поддержки $\sigma_{min} \approx 0,005$ (0,5 % от всех событий) – порог достаточно малый, чтобы выявить даже редкие, но регулярно повторяющиеся атаки.

По результатам работы метода выделено несколько сотен частых паттернов. Большинство из них соответствуют легитимным закономерностям (например, регулярные служебные обмены данными между узлами, периодические сигнальные сообщения авиационного оборудования и т. п.), что отражает нормальную работу сети. Однако среди полученных результатов особый интерес представляют шаблоны, характерные для известных атак, имевшихся в выборке. Так, метод обнаружил паттерн, соответствующий атакам типа PortScan: сочетание признаков, включающее непривилегированные номера портов в широком диапазоне, один и тот же IP-адрес источника и малое число пакетов в каждом соединении. Этот паттерн был выявлен как частый, поскольку в сетевом трафике набора данных присутствовала серия сканирований портов, генерирующая множество однотипных коротких соединений от одного источника. Другой примечательный найденный шаблон отразил распределенную DoS-атаку на определенный узел: в частых паттернах оказалась комбинация {адрес назначения = dst.ip, флаг TCP = SYN} – она указывает, что адрес X (конкретный IP сервера) многократно фигурировал в качестве цели соединений с флагом SYN (начало TCP-сессии) без последующего установления – именно так проявляется SYN-Flood DDoS. Примечательно, что выявленное сочетание признаков было обнаружено исключительно при многомерном анализе: при рассмотрении атрибутов по отдельности адрес назначения dst.ip не относился к часто встречающимся значениям, а флаг SYN также широко представлен в штатном трафике. Однако их совместное появление демонстрировало статистическую значимость именно в интервалах, соответствующих реализации атаки.

Помимо явных признаков атак, метод позволил выявить аномальные корреляции между признаками, ранее не наблюдававшимися в

нормальной работе. Например, обнаружено, что в периоды, соответствующие внедрению вредоносного ПО, часто встречалось сочетание {тип протокола = HTTP, нетипичный высокий номер порта, большой объем переданных данных}. Данная комбинация может указывать на нежелательную активность (возможно, экс-фильтрацию данных через нестандартный порт HTTP). Классические системы мониторинга, построенные на фиксированных правилах, не регистрировали данную ситуацию, поскольку каждый признак в отдельности оставался в пределах допустимых значений. Однако при многомерном анализе было выявлено, что одновременное присутствие этих признаков наблюдается с повышенной частотой именно в периоды нарушений. Полученные результаты демонстрируют, что предлагаемый метод позволяет выявлять скрытые многомерные закономерности в структуре трафика, отражающие характерные признаки различных типов атак.

Обсуждение результатов

Таким образом, апробация показала корректность и результативность разработанного метода. На реальных данных сетевого трафика были обнаружены частые многомерные шаблоны, соответствующие известным атакам, а также новые нетривиальные корреляции, потенциально указывающие на аномалии. Метод пригоден для применения в системе мониторинга АСПД и способен обрабатывать большие потоки событий в приемлемые сроки.

В перспективе планируется развитие подхода в направлении оптимизации хранения и обработки больших объемов поступающих данных. В частности, необходимо уделить внимание эффективной организации хранения промежуточных структур (таких как MDFP-дерево) и реализовать метод компактного сохранения и обновления информации о сетевом трафике. Кроме того, дальнейшая работа будет направлена на совершенствование механизмов фильтрации и ранжирования выявленных паттернов по степени важности,

а также на интеграцию алгоритма с модулями реального времени для применения в системах УВД.

Заключение

В работе представлен метод анализа сетевого трафика АСПД, основанный на выявлении часто встречающихся многомерных сочетаний признаков сетевых событий. Предложенный метод модифицирует классический метод частотного анализа FP-Growth с учетом многомерной структуры данных, что позволило сохранить контекст признаков и выявить сложные зависимости между различными атрибутами сетевых событий, недоступные при применении традиционных одномерных алгоритмов. Разработана формальная модель представления многомерных сетевых событий и алгоритм извлечения устойчивых сочетаний признаков с заданным уровнем поддержки (формулы (1)–(4)). Экспериментальное исследование на наборе данных CICIDS2017 подтвердило работоспособность метода и показало, что он эффективно выделяет признаки, характерные для сетевых атак типа PortScan и SYN-Flood DDoS, а также выявляет нетривиальные аномальные комбинации, ранее не наблюдавшиеся стандартными системами мониторинга. Научная новизна состоит в том, что впервые для АСПД разработан частотный анализ многомерных данных с сохранением структурных связей между атрибутами. Практическая ценность заключается в возможности автоматического обнаружения устойчивых сочетаний признаков, характерных для атак без предварительно заданных сигнатур, что повышает точность выявления НСВ и позволяет сформировать основу для разработки правил корреляции событий и последующего мониторинга безопасности АСПД. Разработанный метод может быть использован для повышения устойчивости АСПД систем УВД к угрозам и приоритетного выбора мер защиты для обеспечения безопасности полетов.

Список литературы

1. Ганичев А.А., Пителинский К.В., Бритвина В.В. Статистический анализ потенциальных угроз информационной безопасности в бортовой сети воздушного судна // Вопросы защиты информации. 2024. № 1 (144). С. 11–22. DOI: 10.52190/2073-2600_2024_1_11

2. Кротова Е.Л., Андреев Р.А., Андреева П.А. Big data в авиационной отрасли: варианты применения // Международный научно-исследовательский журнал. 2021. № 5-1 (107). С. 6–9. DOI: 10.23670/IRJ.2021.107.5.001

3. Liu D. Deep learning aided packet routing in aeronautical ad-hoc networks relying on real flight data: from single-objective to near-Pareto multi-objective optimization / D. Liu, J. Zhang, J. Cui, S.-X. Ng, R.G. Maunder, L. Hanzo [Электронный ресурс] // Networking and Internet Architecture. 2021. DOI: 10.48550/arXiv.2110.15145 (дата обращения: 22.03.2025).

4. Hillebrecht A., Marks T., Gollnick V. An aeronautical data communication demand model for the North Atlantic oceanic airspace // CEAS Aeronautical Journal. 2023. Vol. 14. Pp. 553–567. DOI: 10.1007/s13272-023-00651-4

5. Adamopoulou E., Daskalakis E. Applications and technologies of big data in the aerospace domain [Электронный ресурс] // Electronics. 2023. Vol. 12, iss. 10. ID: 2225. DOI: 10.3390/electronics12102225 (дата обращения: 22.03.2025).

6. Secera J., Novak A. The future of data communication in Aviation 4.0 environment // INCAS Bulletin. 2021. Vol. 13, iss. 3. Pp. 165–178. DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.3.14

7. Dou X. Big data and smart aviation information management system [Электронный ресурс] // Cogent Business & Management. 2020. Vol. 7, iss. 1. DOI: 10.1080/23311975.2020.1766736 (дата обращения: 22.03.2025).

8. Hu W. Security monitoring of heterogeneous networks for big data based on distributed association algorithm / W. Hu, J. Li, J. Cheng, H. Guo, H. Xie // Computer Communications. 2020. Vol. 152. Pp. 206–214.

9. Ганичев А.А. Модель угроз несанкционированного вмешательства в беспроводных информационных системах авионики /

А.А. Ганичев, К.В. Пителинский, С.А. Кесель, В.А. Пиков // Вопросы защиты информации. 2024. № 4 (147). С. 35–43. DOI: 10.52190/2073-2600_2024_4_35

10. Петров В.И. Методика анализа программного обеспечения бортовых компьютеров воздушного судна на отсутствие недеklarированных возможностей сигнатурно-эвристическим способом // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 186–193.

11. Shawly T. Architectures for detecting interleaved multi-stage network attacks using hidden Markov models / T. Shawly, A. Elgharmani, J. Kobes, A. Ghafoor // IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing. 2019. Vol. 18, no. 5. Pp. 2316–2330. DOI: 10.1109/TDSC.2019.2948623

12. Kotenko I., Gaifulina D., Zelichenok I. Systematic literature review of security event correlation methods // IEEE Access. 2022. Vol. 10. Pp. 43387–43420. DOI: 10.1109/ACCESS.2022.3168976

13. Maosa H., Ouazzane K., Ghanem M.C. A hierarchical security event correlation model for real-time threat detection and response [Электронный ресурс] // Network. 2024. Vol. 4, no. 1. Pp. 68–90. DOI: 10.3390/network4010004 (дата обращения: 22.03.2025).

14. Cheng Q. STEP: Spatial-temporal network security event prediction / Q. Cheng, Y. Shen, D. Kong, C. Wu [Электронный ресурс] // Cryptography and Security. 2021. DOI: 10.1109/TIFS.2024.1234567 (дата обращения: 22.03.2025).

15. Исрафилов А. Современные вызовы в области кибербезопасности беспилотных авиационных систем [Электронный ресурс] // Universum: технические науки. 2024. № 2 (119). URL: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/16760> (дата обращения: 22.03.2025).

16. Лянгузов Д.А., Плюснин Н.И. Безопасность и уязвимость сетей беспилотных летательных аппаратов: обзор // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2023. № 7. С. 528–529. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-7-528-529

17. Corretjer P.J. A cybersecurity analysis of today's commercial aircrafts and aviation industry systems: A thesis master of science. USA. NY: Utica College, 2018. 22 p.

18. **Kessler G.C., Craiger J.P.** Aviation cybersecurity: An overview [Электронный ресурс] // NTAS. 2018. URL: <https://commons.erau.edu/ntas/2018/presentations/37/> (дата обращения: 22.03.2025).

19. **Liu L.J.** Research and application of improved Apriori algorithm // *Computer Engineering and Design*. 2017. Vol. 38, no. 12. Pp. 3324–3328.

20. **Wang J.M., Yuan W.** Improved FP-Growth algorithm based on node table // *Computer Engineering and Design*. 2018. Vol. 39, no. 1. Pp. 140–145.

21. **Srinadh V.** Evaluation of Apriori, FP-Growth and Eclat association rule mining algorithms // *International Journal of Health Sciences*. 2022. Vol. 6, no. S 2. Pp. 7475–7485. DOI: 10.53730/ijhs.v6nS2.6729

22. **Srivastava A., Sinha D.** FP growth-based zero-day attack signature extraction & detection model for high-volume attacks on real-time data stream [Электронный ресурс] // SSRN. 2023. 38 p. DOI: 10.2139/ssrn.4701527 (дата обращения: 22.03.2025).

23. **Ali H.** Imbalance class problems in data mining: A review / H. Ali, M.N.M. Salleh, R. Saedudin, K. Hussain, M.F. Mushtaq // *Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science*. 2019. Vol. 14, no. 3. Pp. 1552–1563. DOI: 10.11591/ijeecs.v14.i3.pp1552-1563

References

1. **Ganichev, A.A., Pitelinskiy, K.V., Britvina, V.V.** (2024). Statistical analysis of potential information security threats in aircraft onboard networks. *Information Security Questions*, vol. 1 (144), pp. 11–22. DOI: 10.52190/2073-2600_2024_1_11 (in Russian)

2. **Krotova, E.L., Andreev, R.A., Andreeva, P.A.** (2021). Big data in the aviation industry: application options. *International Research Journal*, 2021, no. 5-1 (107), pp. 6–9. DOI: 10.23670/IRJ.2021.107.5.001 (in Russian)

3. **Liu, D., Zhang, J., Cui, J., Ng, S.-X., Maunder, R.G., Hanzo, L.** (2021). Deep learning aided packet routing in aeronautical ad-hoc

networks relying on real flight data: from single-objective to near-Pareto multi-objective optimization. *Networking and Internet Architecture*. DOI: 10.48550/arXiv.2110.15145 (accessed: 22.03.2025).

4. **Hillebrecht, A., Marks, T., Gollnick, V.** (2023). An aeronautical data communication demand model for the North Atlantic oceanic airspace. *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 14, pp. 553–567. DOI: 10.1007/s13272-023-00651-4

5. **Adamopoulou, E., Daskalakis, E.** (2023). Applications and technologies of big data in the aerospace domain. *Electronics*, vol. 12, issue 10, ID: 2225. DOI: 10.3390/electronics12102225 (accessed: 22.03.2025).

6. **Secera, J., Novak, A.** (2021). The future of data communication in Aviation 4.0 environment. *INCAS Bulletin*, vol. 13, issue 3, pp. 165–178. DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.3.14

7. **Dou, X.** (2020). Big data and smart aviation information management system. *Cogent Business & Management*, vol. 7, issue 1. DOI: 10.1080/23311975.2020.1766736 (accessed: 22.03.2025).

8. **Hu, W., Li, J., Cheng, J., Guo, H., Xie, H.** (2020). Security monitoring of heterogeneous networks for big data based on distributed association algorithm. *Computer Communications*, vol. 152, pp. 206–214.

9. **Ganichev, A.A., Pitelinskiy, K.V., Kesel, S.A., Pikov, V.A.** (2024). Threat model of unauthorized interference in wireless avionics information systems. *Information Security Questions*, no. 4 (147), pp. 35–43. DOI: 10.52190/2073-2600_2024_4_35 (in Russian)

10. **Petrov, V.I.** (2017). The technique of analysis of software of on-board computers of air vessel to absence of undeclared capabilities by signature-heuristic way. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 20, no. 1, pp. 186–193. (in Russian)

11. **Shawly, T., Elghariani, A., Kobes, J., Ghafoor, A.** (2019). Architectures for detecting interleaved multi-stage network attacks using hidden Markov models. *IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing*, vol. 18, no. 5, pp. 2316–2330. DOI: 10.1109/TDSC.2019.2948623

12. **Kotenko, I., Gaifulina, D., Zelichenok, I.** (2022). Systematic literature review of security event correlation methods. *IEEE Access*, vol. 10, pp. 43387–43420. DOI: 10.1109/ACCESS.2022.3168976

13. **Maosa, H., Ouazzane, K., Ghanem, M.C.** (2024). A hierarchical security event correlation model for real-time threat detection and response. *Network*, vol. 4, no. 1, pp. 68–90. DOI: 10.3390/network4010004 (accessed: 22.03.2025).

14. **Cheng, Q., Shen, Y., Kong, D., Wu, C.** (2021). STEP: Spatial-temporal network security event prediction. *Cryptography and Security*. DOI: 10.1109/TIFS.2024.1234567 (accessed: 22.03.2025).

15. **Israfilov, A.** (2024). Contemporary challenges in cybersecurity of unmanned aerial systems. *Universum: Technical Sciences*, no. 2 (119). Available at: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/16760>. (accessed: 22.03.2025). (in Russian)

16. **Lyanguzov, D.A., Plusnin, N.I.** (2023). Security and vulnerability of unmanned aerial vehicle networks: review. *Izvestiya Tulkogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskiye nauki*, no. 7, pp. 528–529. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-7-528-529

17. **Corretjer, P.J.** (2018). A cybersecurity analysis of today's commercial aircrafts and avi-

ation industry systems: A thesis master of science. USA. NY: Utica College, 22 p.

18. **Kessler, G.C., Craiger, J.P.** (2018). Aviation cybersecurity: An overview. *NTAS*. Available at: <https://commons.erau.edu/ntas/2018/presentations/37/> (accessed: 22.03.2025).

19. **Liu, L.J.** (2017). Research and application of improved Apriori algorithm. *Computer Engineering and Design*, vol. 38, no. 12, pp. 3324–3328.

20. **Wang, J.M., Yuan, W.** (2018). Improved FP-Growth algorithm based on node table. *Computer Engineering and Design*, vol. 39, no. 1, pp. 140–145.

21. **Srinadh, V.** (2022). Evaluation of Apriori, FP-Growth and Eclat association rule mining algorithms. *International Journal of Health Sciences*, vol. 6, no. S 2, pp. 7475–7485. DOI: 10.53730/ijhs.v6nS2.6729

22. **Srivastava, A., Sinha, D.** (2023). FP growth-based zero-day attack signature extraction & detection model for high-volume attacks on real-time data stream. *SSRN*, 38 p. DOI: 10.2139/ssrn.4701527 (accessed: 22.03.2025).

23. **Ali, H., Salleh, M.N.M., Saedudin, R., Hussain, K., Mushtaq, M.F.** (2019). Imbalance class problems in data mining: A review. *Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science*, vol. 14, no. 3, pp. 1552–1563. DOI: 10.11591/ijeecs.v14.i3.pp1552-1563

Сведения об авторе

Ганичев Александр Александрович, старший преподаватель кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, alexunderlich@gmail.com.

Information about the author

Alexandr A. Ganichev, Senior Lecturer, Fundamentals of Radio Engineering and Information Security Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, alexunderlich@gmail.com.

Поступила в редакцию	22.04.2025	Received	22.04.2025
Одобрена после рецензирования	04.06.2025	Approved after reviewing	04.06.2025
Принята в печать	25.09.2025	Accepted for publication	25.09.2025

УДК: 629.05

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-22-40

The study of the efficiency of navigation system integration algorithms based on the extended Wiener filter

A.S. Zasukhin¹, V.D. Budaev¹, D.O. Sizikov¹

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

Abstract: Integration of the resulting output signals of the global navigation satellite system (GNSS) and the inertial navigation system (INS) is designed to ensure reliable, safe and stable performance of the aircraft navigation system. To achieve this goal, it is necessary to meet the following requirements for the obtained navigation parameters: high accuracy, continuity of information provision during long-term operation, reliability of the integration algorithm with acceptable computational costs of the aircraft onboard electronics. This paper examines the extended Wiener method for integration of GNSS and INS navigation systems under conditions of an unstable navigation data supply. Processing of navigation information from measuring devices is the basis for ensuring flight safety and aircraft control accuracy. Navigation parameters are measured as part of an integrated modular avionics system, including global navigation satellite systems (SRNS), inertial navigation system (INS), GPS/GLONASS and radar systems. The results of modeling the error in aircraft speed and position after applying the extended Wiener filter are presented. The effectiveness of the proposed algorithm was assessed based on strict statistical criteria.

Key words: navigation signal integration, extended Wiener filter, safety, reliability, navigation parameters accuracy, navigation system, statistical optimization.

For citation: Zasukhin, A.S., Budaev, V.D., Sizikov, D.O. (2025). The study of the efficiency of navigation system integration algorithms based on the extended Wiener filter. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 28, no. 5, pp. 22–40. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-22-40

Исследование эффективности алгоритмов комплексирования навигационных систем на основе расширенного фильтра Винера

А.С. Засухин¹, В.Д. Будаев¹, Д.О. Сизиков¹

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

Аннотация: Комплексирование результирующих выходных сигналов глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) и инерциальной навигационной системы (ИНС) призвано обеспечить надежную, безопасную и устойчивую работоспособность навигационной системы воздушного судна (ВС). Для достижения этой цели необходимо обеспечить следующие требования к получаемым навигационным параметрам: высокая точность, непрерывность предоставления информации при длительной работе, надежность алгоритма комплексирования при приемлемых вычислительных затратах бортовой электроники ВС. В данной работе исследуется расширенный метод Винера для комплексирования навигационных систем ГНСС и ИНС в условиях нестабильной подачи навигационных данных. Обработка навигационной информации от измерительных устройств является основой обеспечения безопасности полетов и точности управления воздушным судном. Измерение навигационных параметров осуществляется в составе интегральной модульной авионики, включающей спутниковые радионавигационные системы (СРНС), инерциальную навигационную систему (ИНС), GPS/ГЛОНАСС и радиолокационные системы. Представлены результаты моделирования погрешности по скорости и положению ВС после применения расширенного фильтра Винера. Проведена оценка эффективности предложенного алгоритма на основе строгих статистических критериев.

Ключевые слова: комплексирование навигационных сигналов, расширенный фильтр Винера, безопасность, надежность, точность навигационных параметров, навигационная система, статистическая оптимизация.

Для цитирования: Засухин А.С., Будаев В.Д., Сизиков Д.О. Исследование эффективности алгоритмов комплексирования навигационных систем на основе расширенного фильтра Винера // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 22–40. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-22-40

1. Introduction

The navigation system is the main source of parametric information for providing the crew and aircraft navigation systems with data on the aircraft attitude and its motion characteristics. The main sources of navigation information are the satellite navigation system (SNS) and the inertial system (INS) [1, 2]. However, each individual navigation system does not fully satisfy the requirements of accuracy, noise immunity, autonomy and fault tolerance.

The disadvantage of the inertial navigation system is the accumulated error (drift) during long-term operation, which grows proportionally to the operating time or even faster depending on the accuracy class of the system. The disadvantage of the global navigation satellite system is its dependence on external interference, signal interruption and other factors that can prevent accurate coordinate calculation.

The integration of the signals from the two navigation systems listed above makes it possible to compensate for the disadvantages of each individual system and use their advantages in operation. In particular, highly accurate but drift-prone inertial navigation system data can be corrected by relatively stable, but less accurate and interference-prone global navigation satellite system data. Algorithms for the integration of two or more sources of navigation information allow for the provision of aircraft systems with correct navigation parameters that have been optimally filtered.

This paper discusses an improved algorithm for integrating navigation systems based on the extended Wiener filter, which provides statistically optimal processing of data from various sources, taking into account their stochastic characteristics [3, 4].

2. Mathematical justification for the choice of an extended Wiener filter for integrating navigation systems

2.1. Comparative analysis of the methods for integrating navigation systems

Various methods are currently used to solve the problem of integrating navigation data, including the Kalman filter, the Wiener filter, fuzzy logic methods and neural network approaches. The choice of the optimal method is determined by the specific application conditions, accuracy requirements and computing resources of the onboard equipment.

The Kalman filter is one of the most common methods of integration and has a number of advantages: recursive structure; the ability to work in real time; taking into account the dynamics of the system [5]. However, for the Kalman filter to work effectively, precise knowledge of the system dynamics model and noise characteristics is required, which is not always available in real aircraft operating conditions.

The extended Wiener filter, unlike the Kalman filter, does not require full knowledge of the system dynamics model and can operate effectively using only statistical characteristics of signals and noise. This makes it more stable under conditions of model uncertainty and in the presence of non-stationary interference [1, 6]. Below we present a mathematical justification for choosing the extended Wiener filter to solve the problem.

2.2. Theoretical foundations of the extended Wiener filter

The classical Wiener filtering problem is formulated as the problem of minimizing the

mean square error between the true signal $s(t)$ and the estimate of this signal $\hat{s}(t)$, obtained by linear filtering of a noisy observation $y(t) = s(t) + n(t)$, where $n(t)$ is the additive noise.

For the discrete case applicable to navigation systems, the extended Wiener filter can be represented as

$$\hat{s}[n] = \sum_{k=0}^{N-1} h[k]y[n-k], \quad (1)$$

where $h[k]$ is the impulse response of the filter, N is the filter order.

Unlike the classical Wiener filter, the extended filter takes into account the non-stationarity of the statistical characteristics of signals and noise, as well as the possibility of integrating more than two data sources. The optimal impulse response of the filter is found from the condition of minimizing the functional:

$$J = E\{(s[n] - \hat{s}[n])^2\}, \quad (2)$$

where $E\{\cdot\}$ is the mathematical expectation.

The solution to this optimization problem leads to a system of Wiener-Hopf equations:

$$\sum_{k=0}^{N-1} h[k]R_{yy}[i-k] = R_{sy}[i], \quad i = 0, 1, \dots, N-1, \quad (3)$$

where $R_{yy}[m] = E\{y[n]y[n-m]\}$ is the autocorrelation function of the observation, $R_{sy}[m] = E\{s[n]y[n-m]\}$ is the mutual correlation function between the true signal and the observation.

For the case of integrating several navigation systems, the extended Wiener filter can be represented in vector form:

$$\hat{\mathbf{s}}[n] = \sum_{k=0}^{N-1} \mathbf{H}[k]\mathbf{y}[n-k], \quad (4)$$

where $\mathbf{y}[n] = [y_1[n], y_2[n], \dots, y_M[n]]^T$ is the vector of observations M from different navigation systems, $\mathbf{H}[k]$ is the matrix of impulse responses of the filter.

The optimal matrix $\mathbf{H}[k]$ is found from the solution of the Wiener-Hopf matrix equation:

$$\sum_{k=0}^{N-1} \mathbf{H}[k]\mathbf{R}_{yy}[i-k] = \mathbf{R}_{sy}[i], \quad i = 0, 1, \dots, N-1, \quad (5)$$

where $\mathbf{R}_{yy}[m]$ is the autocorrelation matrix of the observations, $\mathbf{R}_{sy}[m]$ is the mutual correlation matrix between the true signal and the observations.

2.3. Adaptive modification of the extended Wiener filter

To improve the efficiency of integration of navigation systems under conditions of changing characteristics of signals and interference, an adaptive modification of the extended Wiener filter is proposed. The main idea is to use a sliding window to estimate the correlation functions:

$$\mathbf{R}_{yy}[m, n] = \frac{1}{L} \sum_{l=0}^{L-1} \mathbf{y}[n-l]\mathbf{y}^T[n-l-m]; \quad (6)$$

$$\mathbf{R}_{sy}[m, n] = \frac{1}{L} \sum_{l=0}^{L-1} \mathbf{s}[n-l]\mathbf{y}^T[n-l-m], \quad (7)$$

where L is the size of the sliding window.

The adaptability of the filter is ensured by periodic recalculation of the matrix of impulse responses based on updated estimates of the correlation functions. The update frequency is determined by the dynamics of changes in the characteristics of signals and interference.

For the case when the true signal $\mathbf{s}[n]$ is unavailable (which corresponds to the real situation), a blind identification method is used based on minimizing the mutual information between the components of the estimated signal. This allows us to identify the most informative components of the signal without a priori knowledge of its characteristics.

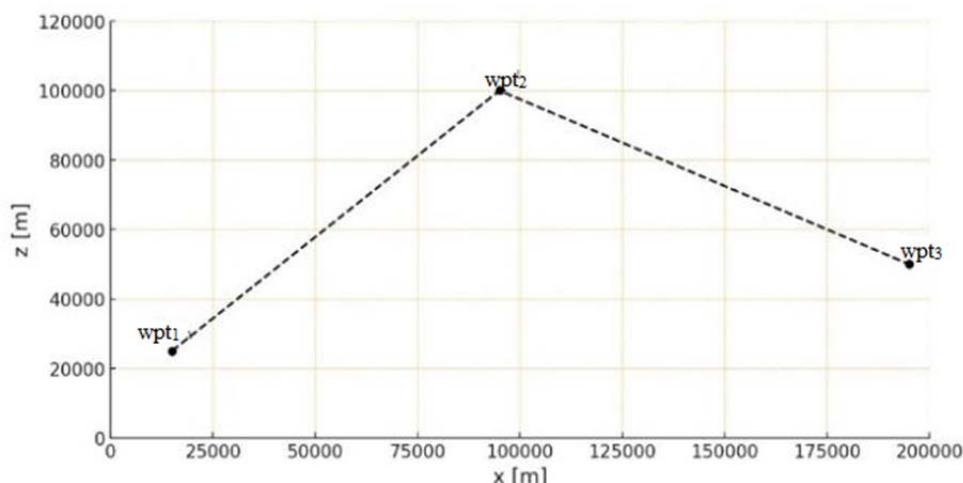


Fig. 1. Route control method of the aircraft

3. Methods for assessing the effectiveness of navigation parameter integration algorithms

3.1. Navigation systems used and their characteristics

To evaluate the efficiency of navigation parameter integration algorithms, we will determine the characteristics of the systems operating on board the aircraft. According to research data [1, 6], the mean-square errors (MSE) of determining the aircraft location for various navigation systems are:

Inertial Navigation System (INS): $\sigma_{\text{"INS"}} = 6500 \text{ m}$;

Air Data Computer (ADC): $\sigma_{\text{"ADC"}} = 11000 \text{ m}$;

Doppler Velocity Sensor (DVS): $\sigma_{\text{"DVS"}} = 4000 \text{ m}$;

Short Range Navigation System (SHORAN): $\sigma_{\text{"SHORAN"}} = 400 \text{ m}$;

Global Navigation Satellite System (GNSS): $\sigma_{\text{"GNSS"}} = 175 \text{ m}$.

The specified accuracy characteristics are based on experimental data and the results of studies of errors in navigation systems operated on modern civil aviation aircraft [7, 8], except for DVS, which is an experimental tolerance, i.e.

we assume that there is a DVS with a given standard deviation for experimental testing.

3.2. Research methodology and performance criteria

The study used a mathematical model of aircraft motion as a rigid body with six degrees of freedom. When modeling a flight along a route (fig. 1), a control method using a running point was used [2, 9].

The following indicators are defined for the efficiency criterion:

1) cumulative deviation (I), describing the deviation of the aircraft position at each moment in time (x, z) using navigation signals from its position during an ideal flight. (x_{ideal}, z_{ideal}).

$$I = \sqrt{(x - x_{ideal})^2 + (z - z_{ideal})^2}; \quad (8)$$

2) average lateral deviation ($m_{\Delta z}$), which reflects the deviation of the flight route from the course line (required track) and is determined by the expression

$$m_{\Delta z} = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (\Delta z_i)^2}, \quad (9)$$

where Δz_i is the deviation from the course line (required track) at the moment of observation i ; M is the number of observations;

3) the accuracy of the aircraft reaching the final point of the route (ξ), which is determined by the formula

$$\xi = \sqrt{(x - x_{wpt})^2 + (z - z_{wpt})^2}; \quad (10)$$

4) the probability of keeping the aircraft within the allotted corridor relative to the required track $P(|\Delta z| \leq L_{max})$. Considering that the lateral deviation of the aircraft from the required track is a function of many random pa-

rameters, the probability density of the parameter Δz can be assumed to be subject to the Gaussian law [10, 11–13].

$$P(\Delta z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma_{\Delta z}} \exp\left\{-\frac{[\Delta z - m_{\Delta z}]^2}{2\sigma_{\Delta z}^2}\right\}, \quad (11)$$

where $\sigma_{\Delta z}$ is the variance of the lateral deviation Δz .

We will assume that the permissible deviation from the course line does not outweigh $L_{max} = 200 \text{ m}$. Therefore, the probability that the aircraft will not go beyond the permissible limit is determined by the expression

$$\begin{aligned} P(|\Delta z| \leq 200) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma_{\Delta z}} \int_{-200}^{200} \exp\left\{-\frac{[\Delta z - m_{\Delta z}]^2}{2\sigma_{\Delta z}^2}\right\} d\Delta z \Rightarrow \\ P(|\Delta z| \leq 200) &= \Phi\left[\frac{200 - m_{\Delta z}}{\sigma_{\Delta z}}\right] + \Phi\left[\frac{200 - m_{\Delta z}}{\sigma_{\Delta z}}\right], \end{aligned} \quad (12)$$

where $\Phi(a)$ is the tabulated probability integral.

4. Implementation of the integration algorithm based on the extended Wiener filter

4.1. Structural diagram of the integration algorithm

Figure 2 shows the block diagram of the proposed algorithm for integrating navigation systems based on the extended Wiener filter.

It should be noted that this paper examines the characteristics of modern DVS of a new generation, which have significantly improved technical characteristics compared to previous models. Modern DVS, developed by Luch Design Bureau and other manufacturers, are multifunctional single housing units with digital data output, which significantly simplifies their integration with onboard navigation systems. They are distinguished by high accuracy of speed measurement (error no more than $\pm 0.25\%$) and drift angle (error no more than ± 16 arc minutes) due to the use of frequency modulation and modern algorithms for digital signal processing. Some

DVS models, such as the DISS-32-28 and D001, have a wide range of measured speeds (from 180 to 4000 km/h) and operating altitudes (from 1.6 to 30,000 m), making them applicable to both traditional aircraft and advanced unmanned aerial vehicles.

4.2. Mathematical implementation of the extended Wiener filter for navigation systems

With regard to the problem of integration of navigation systems, the extended Wiener filter is implemented as follows. Let there be M navigation systems, each of which provides an estimate of the aircraft state vector:

$$\mathbf{y}_j[n] = \mathbf{s}[n] + \mathbf{n}_j[n], \quad j = 1, 2, \dots, M, \quad (13)$$

where $\mathbf{s}[n]$ is the true aircraft state vector, $\mathbf{n}_j[n]$ is the error vector of the j^{th} navigation system.

The integration problem supposes finding the optimal estimate $\hat{\mathbf{s}}[n]$ the true aircraft state vector based on observations from all M systems:

$$\hat{\mathbf{s}}[n] = \sum_{j=1}^M \mathbf{W}_j[n] \mathbf{y}_j[n], \quad (14)$$

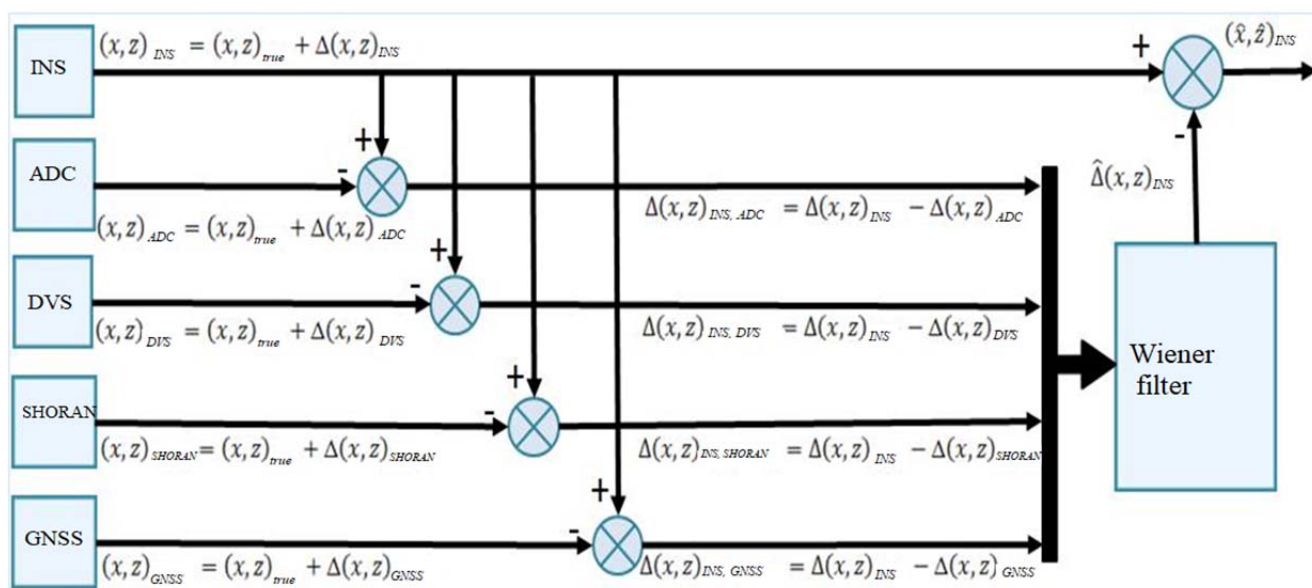


Fig. 2. A block diagram of signal integration using an extended Wiener filter

where $\mathbf{W}_j[n]$ is the matrix of weighting coefficients for the j^{th} navigation system.

The optimal weighting coefficients are found from the condition of minimum mean square error:

$$\mathbf{W}_j[n] = \mathbf{R}_s[n] \mathbf{R}_{y_j}^{-1}[n], \quad (15)$$

where $\mathbf{R}_s[n] = E\{\mathbf{s}[n]\mathbf{s}^T[n]\}$ is the covariance matrix of the true state vector, $\mathbf{R}_{y_j}[n] = E\{\mathbf{y}_j[n]\mathbf{y}_j^T[n]\}$ is the covariance matrix of observations of the j^{th} system.

The covariance matrix of the true state vector can be estimated based on a priori data on the aircraft dynamics or using high-precision reference measurements at the stage of system calibration.

Taking into account the non-stationarity of the characteristics of navigation systems, the covariance matrices are estimated recursively:

$$\mathbf{R}_{y_j}[n] = \alpha \mathbf{R}_{y_j}[n-1] + (1-\alpha) \mathbf{y}_j[n] \mathbf{y}_j^T[n], \quad (16)$$

where α is the forgetting coefficient, which determines the speed of filter adaptation to changing conditions ($0 < \alpha < 1$).

To initialize the recursive algorithm (16) the initial covariance matrix $\mathbf{R}_{y_j}[0]$ can be specified

based on the passport characteristics of the errors of the navigation systems or the results of preliminary calibration.

In the event of failure or temporary unavailability of one of the navigation systems, the corresponding weighting coefficients are automatically adjusted taking into account the current estimates of the statistical characteristics of the remaining systems [14–16].

5. Results of the study of the integration algorithm efficiency

5.1. Analysis of the navigation systems accuracy

Figure 3 presents the results of modeling the impact of errors in various navigation systems on the accuracy of maintaining the course line. The shown results represent the absolute deviations of the flight path from the course line (required track) $|\Delta z|$ at each observation moment.

The analysis of the results shows that the accuracy of maintaining an aircraft on a flight path depends significantly on the mean-square error of the navigation system used. As shown in the graphs, the smallest deviation from the course

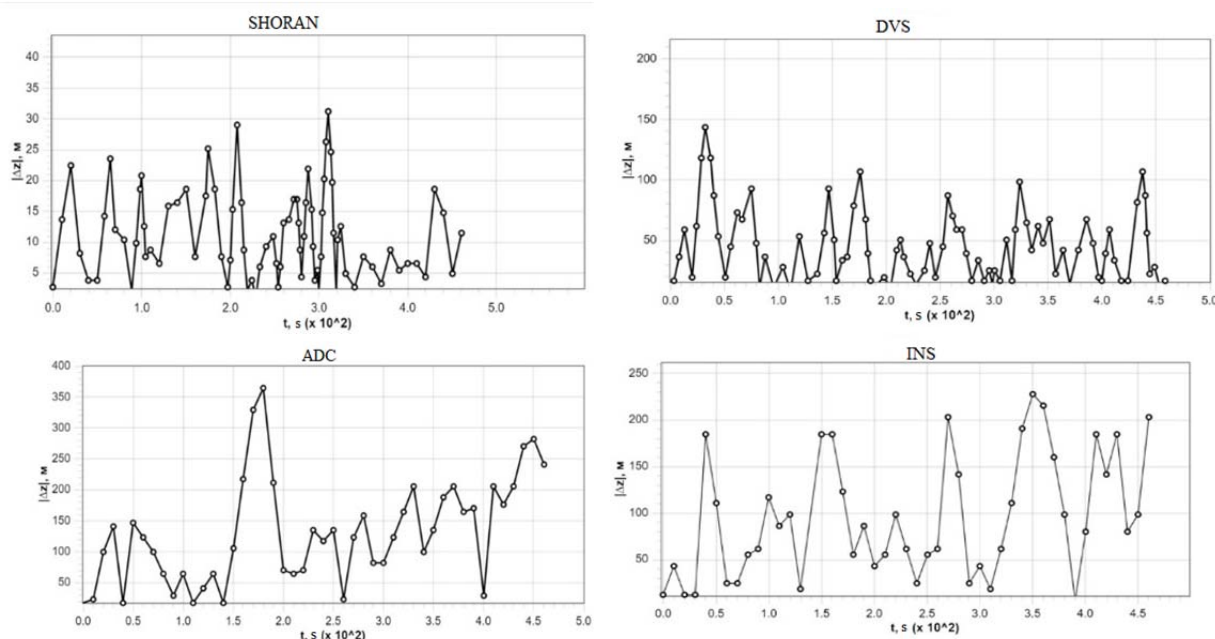


Fig. 3. Absolute deviation of the flight route from the course line using navigation systems

Table 1

Determination results

Navigation System	INS	ADC	DVS	SHORAN	GNSS
Average Lateral Error ($m_{\Delta z}$), m	861.4379	2188.583	416.3014	33.9721	18.0735
Lateral Error Variance ($\sigma_{\Delta z}^2$), m ²	742076.64	4789818.62	173286.87	1154.11	326.65

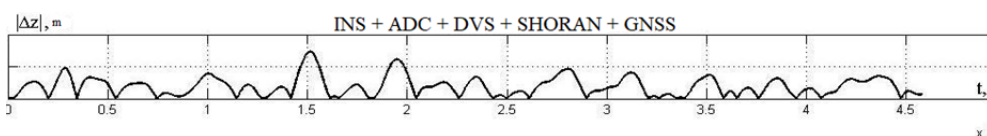


Fig. 4. Absolute deviation from the course line when integrating navigation signals using a Wiener filter

line is achieved using the Global navigation satellite system, which has the smallest coordinate determination error, while the largest deviation is achieved using the Air Data Computer.

Table 1 shows the results of calculating the mean-square lateral deviation $m_{\Delta z}$ for various navigation systems.

The results confirm that the GNSS with the lowest mean square error provides the best accuracy of maintaining the course line, and the ADC with the highest error provides the worst accuracy.

5.2. The efficiency of integrating using the extended Wiener filter

Figure 4 shows the results of modeling the absolute deviation from the course line when integrating navigation signals using the extended Wiener filter.

The comparison with the results of individual navigation systems (fig. 3) shows that integration provides a significant improvement in the accuracy of maintaining the course line (required

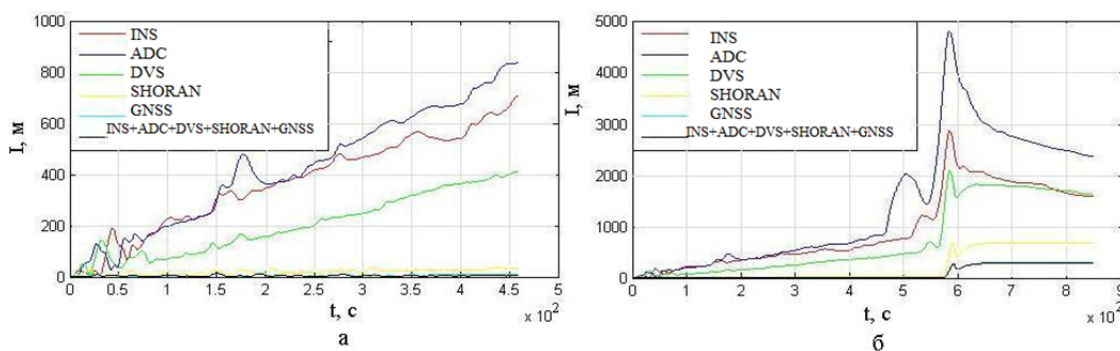


Fig. 5. The dependence of the accumulated deviation I on the results of the integration of navigation systems during flight: a – in a straight line, b – along the route

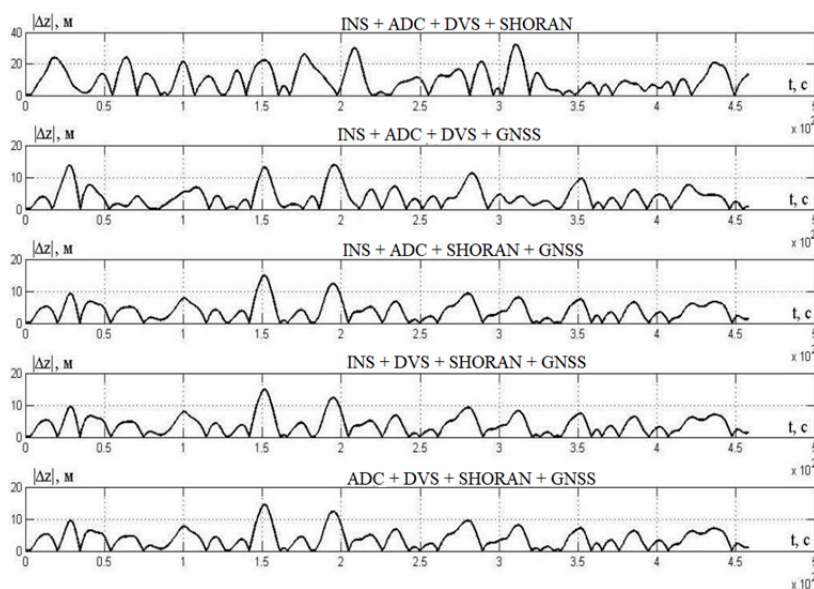


Fig. 6. Absolute deviations of the flight path from the course line (required track)

track). Moreover, the accuracy of the integrated system exceeds that of the most accurate individual system (GNSS).

Figure 5 shows a comparison of the accumulated deviation I using individual navigation systems and the integration method.

The graphs clearly demonstrate that signal integration using the extended Wiener filter allows for a significant reduction in cumulative deviation compared to using individual navigation systems.

5.3. Algorithm stability to navigation systems failures

To assess the stability of the proposed algorithm to individual navigation systems failures, situations with an absence of signal from one of the systems were simulated. Figure 6 shows the absolute deviations of the flight path from the course line $|\Delta z|$ in the absence of a signal as a result of, for example, a malfunction of one of the navigation systems.

The results show that the proposed integration algorithm remains operational even if one of the systems fails. The accuracy of determining

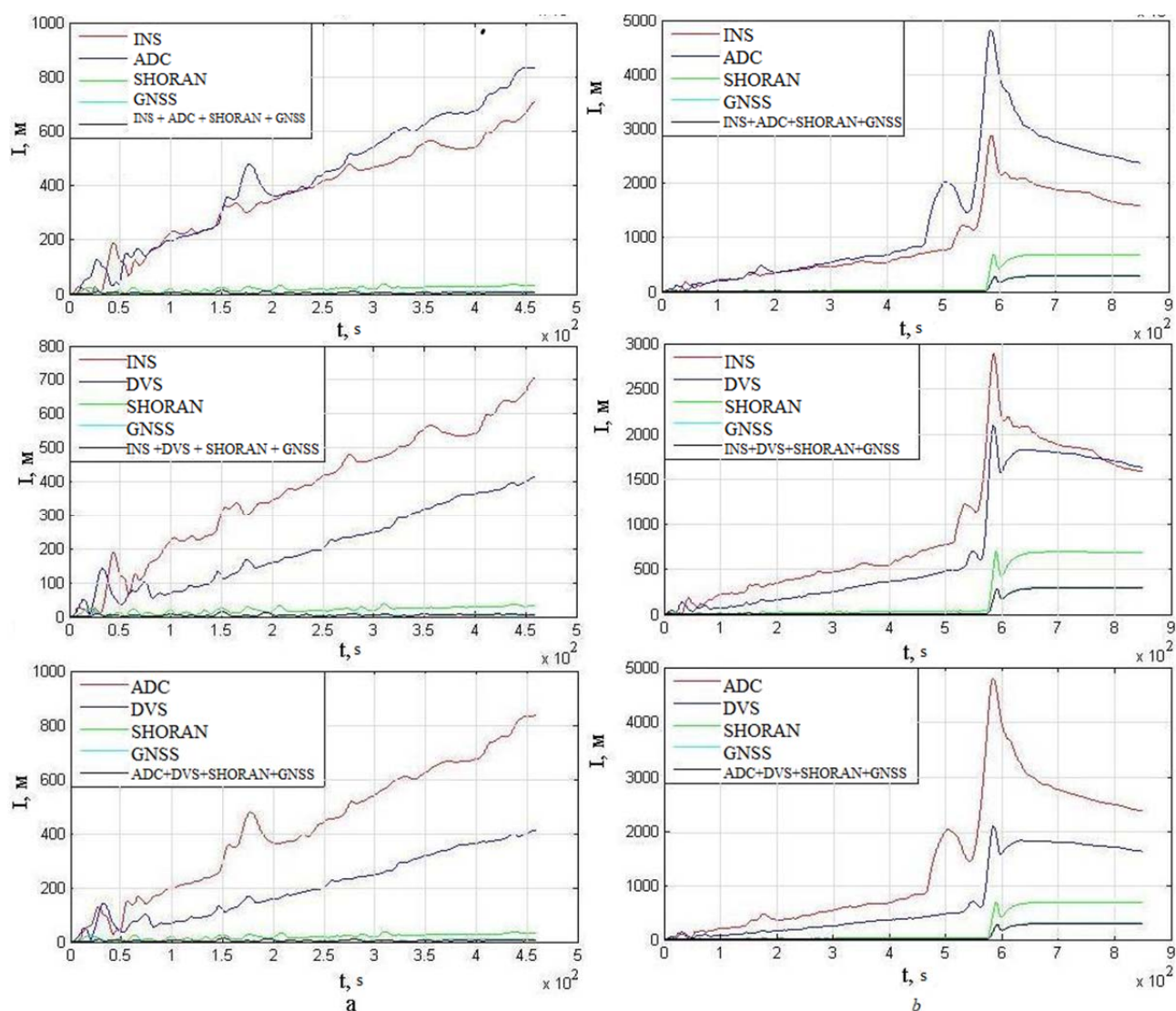


Fig. 7. The influence of integrating various four systems on I during flight:
 a – in a straight line, b – along a route

the aircraft position decreases only slightly and remains higher than when using the most accurate system alone. Figure 7 shows the effect of integrating various combinations of four navigation systems on the accumulated deviation I . The characteristic jumps in the graphs (fig. 7) correspond to the moments of an abrupt change in the flight path upon entering a turn ($t \approx 120$ s) and the beginning of the stabilization section after completing the turn ($t \approx 240$ s). At these moments, the adaptive Wiener filter algorithm rearranges the weighting coefficients in accordance with the change in flight dynamics, which tem-

porarily increases the position estimation error. The simulation results for various combinations of three (figs. 8–10) and two (figs. 11–13) navigation systems confirm the efficiency of the proposed integration algorithm even with a limited set of available systems. For various combinations of combining two navigation systems, the results of determining the absolute deviation $|\Delta z|$ and the accumulated deviation I are shown in Figures 11–13. From the figures it is clear that the use of the Wiener filter for integrating various systems also improves the accuracy of route maintenance.

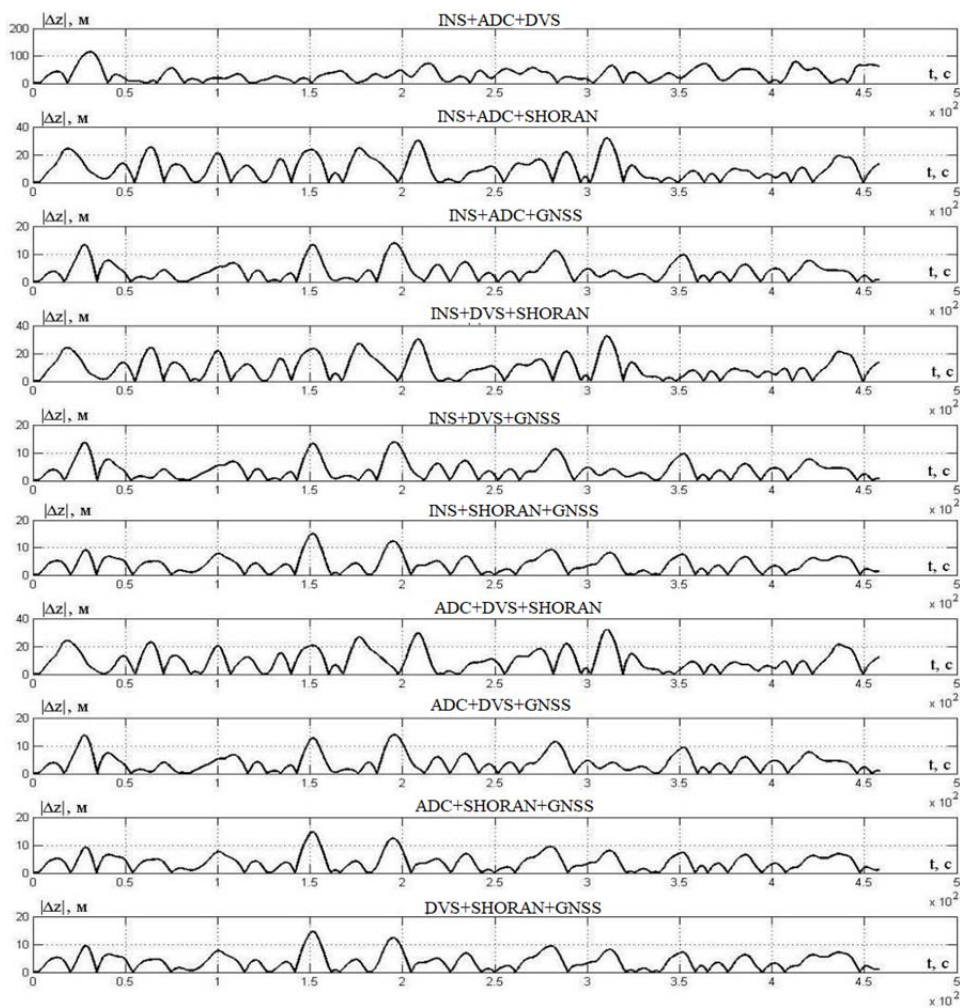


Fig. 8. The results of determining the absolute deviation of the flight path from the course line (required track) during integration of 3 system

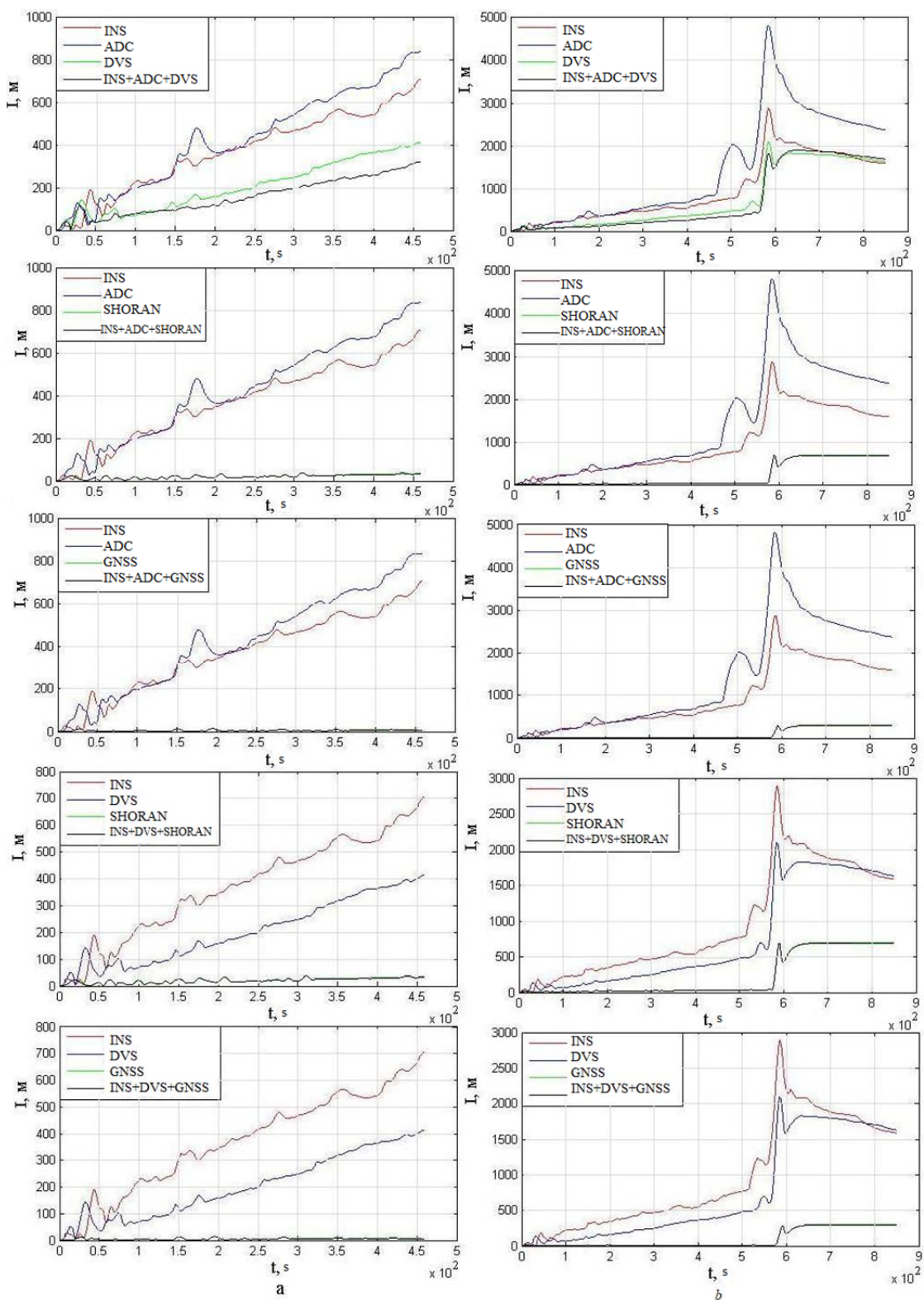


Fig. 9. I when flying: a – in a straight line, b – along the route

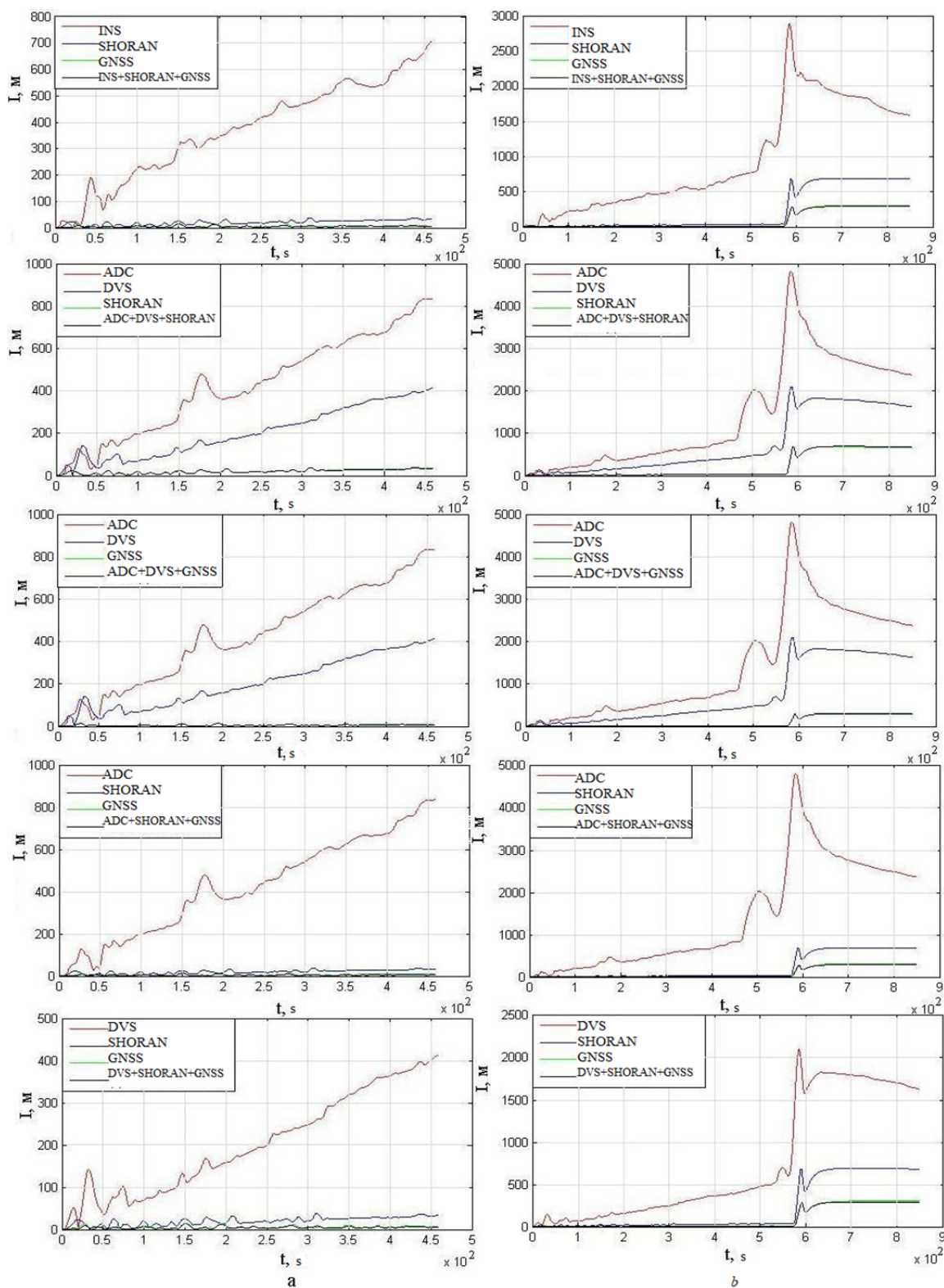


Fig. 10. Accumulated deviation I when flying: a – in a straight line, b – along the route

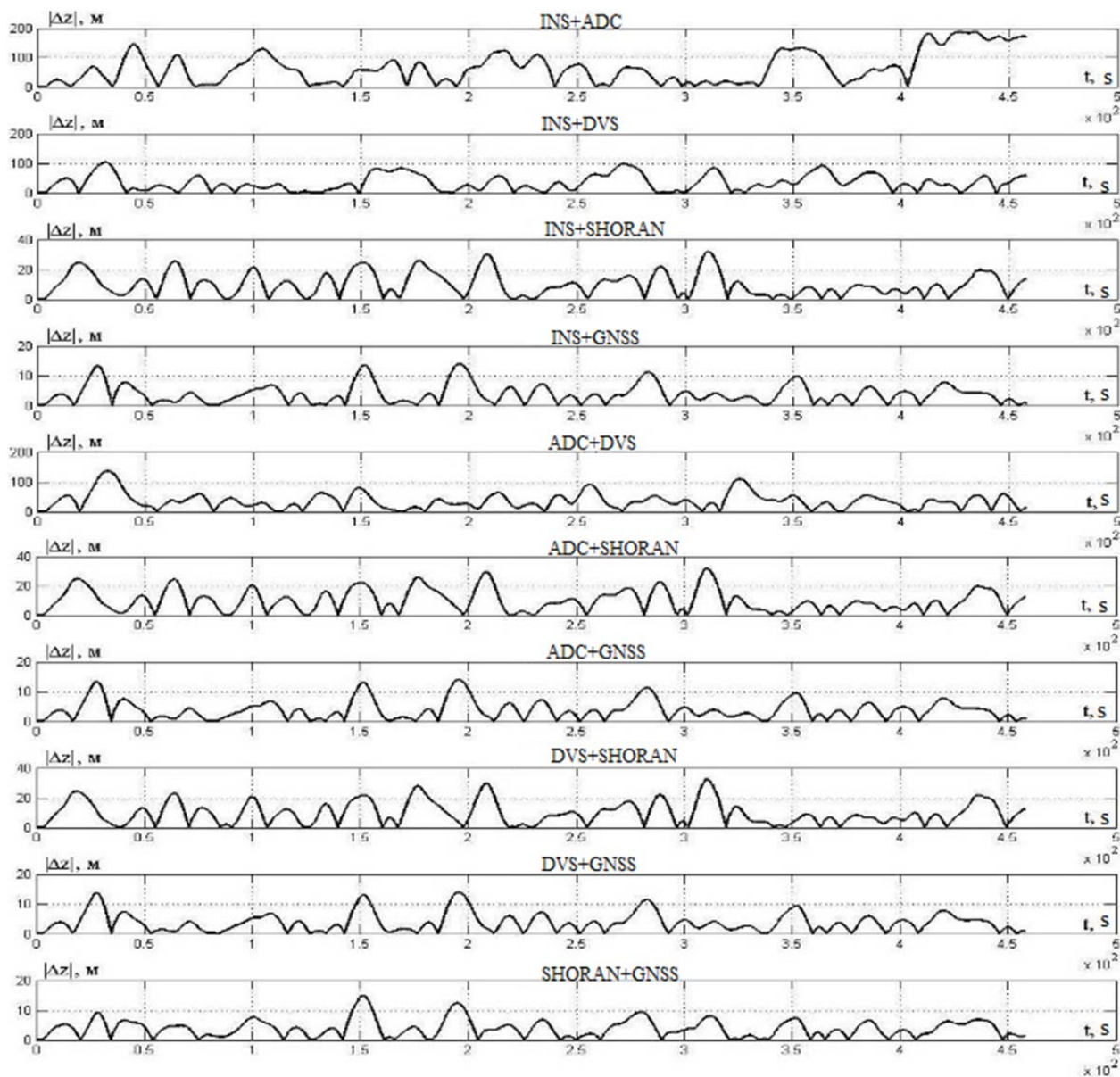


Fig. 11. The results of determining the absolute deviation of the flight path from the course line when integrating two systems

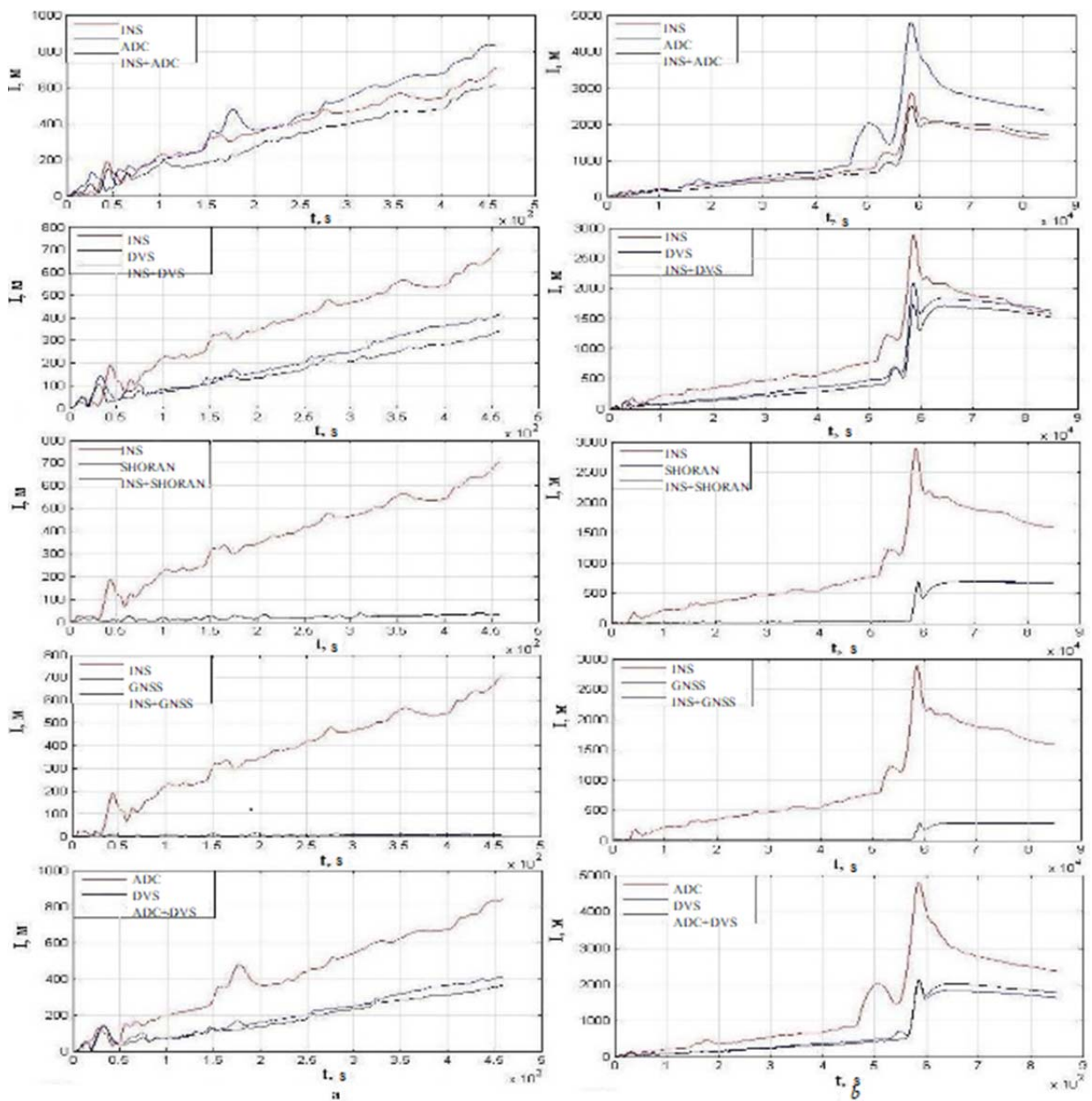


Fig. 12. Accumulated deviation I when integrating two systems: a – in a straight line, b – along the route

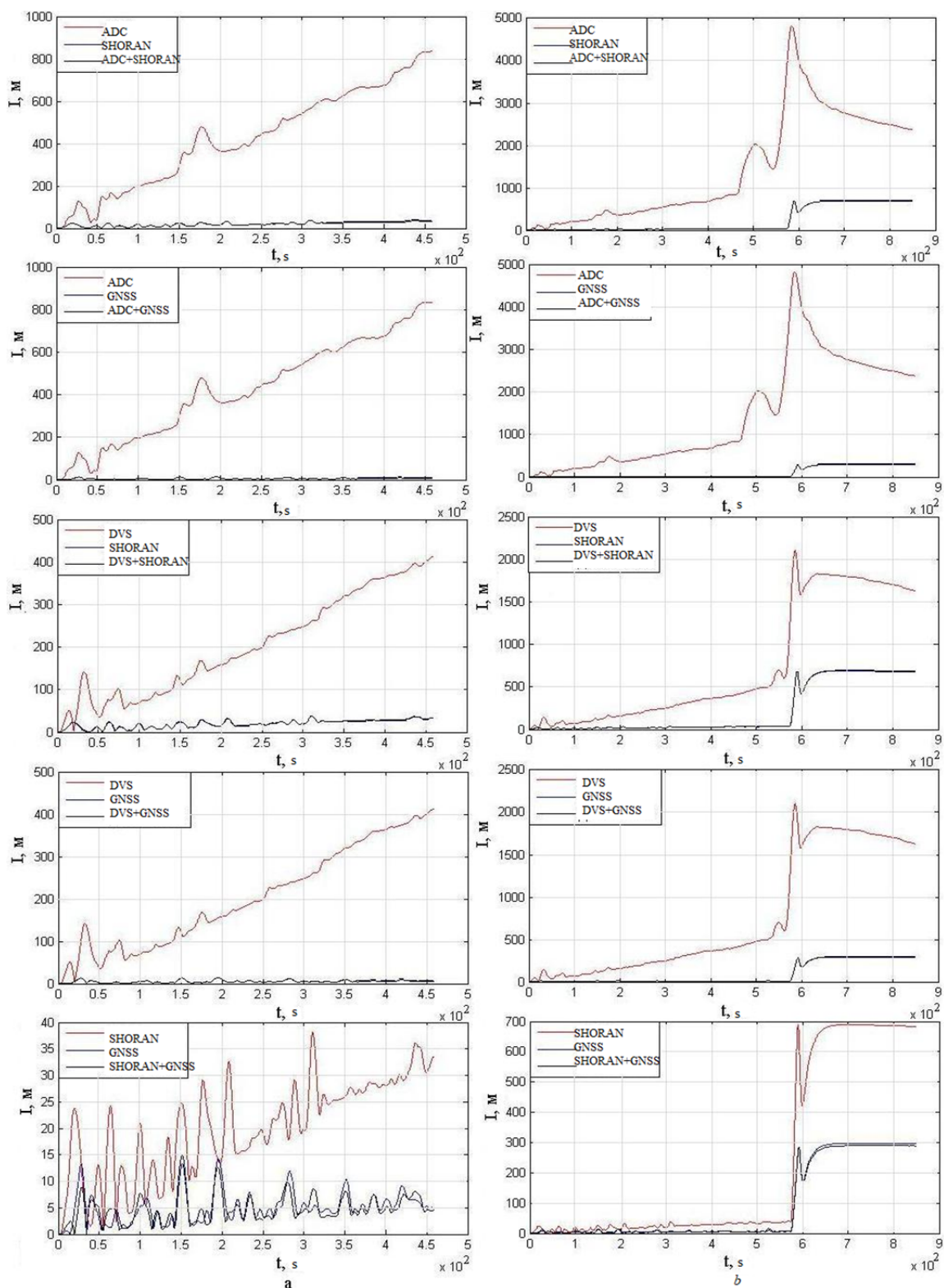


Fig. 13. Accumulated deviation I when integrating two systems: a – in a straight line, b – along the route

Table 2

The probability of keeping the aircraft within the acceptable range (200 m)

Navigation system/intergration	Mean-square deviation $\sigma_{\Delta z}$, m	The probability $P(\Delta z \leq 200)$
INS	862.14	0.2321
ADC	2188.58	0.0914
DVS	416.30	0.4812
SHORAN	33.97	0.9999
GNSS	18.07	0.9999
Integration of all systems	12.35	0.9999994
Integration (INS, DVS, SHORAN, GNSS)	14.21	0.9999990
Integration (DVS, SHORAN, GNSS)	15.83	0.9999987
Integration (SHORAN, GNSS)	16.94	0.9999983

5.4. Probabilistic characteristics of keeping aircraft within an acceptable airway range

Based on the obtained statistical characteristics of the lateral deviation of the aircraft from the course line, the probabilities of keeping the aircraft within the acceptable airway range of 200 m width were calculated. The results are presented in Table 2.

Analysis of the table data shows that integrating navigation systems using the extended Wiener filter significantly increases the probability of keeping an aircraft within the acceptable range compared to using individual navigation systems. Moreover, the highest probability is achieved by integrating all available systems.

6. Mathematical analysis of the reasons for increasing accuracy during integration

To theoretically substantiate the experimental results obtained, we will conduct a mathematical analysis of the effect of integration on the accuracy of aircraft location determination [17].

Let us assume that there are M independent navigation systems, each of which provides an estimate of the aircraft state vector with an error variance. σ_i^2 . When data integration is performed

using an extended Wiener filter, the resulting error variance is determined by the expression:

$$\sigma_{res}^2 = \left(\sum_{i=1}^M \frac{1}{\sigma_i^2} \right)^{-1}. \quad (17)$$

For the case of integrating two systems with variances σ_1^2 and σ_2^2 we obtain:

$$\sigma_{res}^2 = \frac{\sigma_1^2 \sigma_2^2}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}. \quad (18)$$

Obviously $\sigma_{res}^2 < \min(\sigma_1^2, \sigma_2^2)$, that confirms the theoretically observed effect of increasing accuracy during integration.

For an adaptive extended Wiener filter with recurrent estimation of the statistical characteristics of signals and noise, the variance of the resulting error is determined by a more complex expression:

$$\sigma_{res}^2[n] = \sigma_s^2[n] - \sum_{i=1}^M \mathbf{K}_i^T[n] \mathbf{R}_i[n] \mathbf{K}_i[n], \quad (19)$$

where $\sigma_s^2[n]$ is a priori variance of the state vector, $\mathbf{K}_i[n]$ is the gain coefficient of the filter for the i^{th} system, $\mathbf{R}_i[n]$ is the covariance matrix of the measurements of the i^{th} system.

This expression explains the dependence of the accuracy of the integrated system on the statistical characteristics of individual navigation systems and their mutual correlation effect.

7. Conclusion

A study of the effectiveness of navigation system integration algorithms based on the extended Wiener filter allows us to draw the following conclusions:

1. Integration of navigation system signals using the extended Wiener filter significantly improves aircraft positioning accuracy compared to using individual navigation systems. Moreover, the mean-square lateral deviation from the course line decreases from 18.07 m (for the most accurate GNSS system) to 12.35 m when integrating all available systems.

2. The proposed integration algorithm is highly resilient to failures of individual navigation systems. Even if the most accurate system (GNSS) fails, the aircraft positioning accuracy remains sufficiently high due to the adaptive redistribution of weighting factors in the filter.

3. The probability of keeping an aircraft within an acceptable 200-meter-wide airway range using the integrated system is 0.9999994, which exceeds the corresponding figure for the most accurate standalone system (0.9999 for GNSS).

4. Mathematical analysis confirms that the improved accuracy during integration is a consequence of optimal statistical processing of data from various navigation systems, taking into account their stochastic characteristics.

5. The adaptability of the extended Wiener filter ensures effective integration of navigation systems under changing signal and interference characteristics, which is particularly important for ensuring flight safety in challenging conditions.

Thus, using the extended Wiener filter for integration of navigation systems is an effective method for improving the accuracy, reliability, and safety of aircraft navigation.

References

1. **Petrash, V.Ya.** (2007). Methods and models of computer-aided aircraft design: Tutorial. Moscow: MAI, 92 p. (in Russian)

2. **Blomenhofer, H.** (1996). Accuracy, Integrity and availability of GLS-based autopilot coupled aircraft landings. *NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation*, vol. 43, issue 4, pp. 420–436. DOI: 10.1002/j.2161-4296.1996.tb01930.x

3. **Vindeker, A.V., Parafes', S.G.** (2018). Choice of structural material and external gas rudder geometry of declination system of unmanned aerial vehicle. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 1, pp. 67–76. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-67-76 (in Russian)

4. **Markelov, V.V., Kostishin, M.O., Zharinov, I.O., Nechaev, V.A.** (2016). Forming route trajectories for airborne multi-function displays. *Information and control systems*, no. 1 (80), pp. 40–49. DOI: 10.15217/issn1684-8853.2016.1.40 (in Russian)

5. **Petrash, V.Ya.** (2009). Features of automated design of unmanned aerial vehicles with aerodynamic control. Moscow: MAI-PRINT, 95 p. (in Russian)

6. **Petrash, V.Ya.** (2020). Ballistic and mass-geometric design of unmanned aerial vehicles in an educational CAD system: Tutorial. Moscow: MAI, 98 p. (in Russian)

7. **Yakovlev, G.A., Masaltseva, E.K.** (2018). Modeling the flight course of vertical launching rockets. *Tekhnika XXI veka glazami molodykh uchenykh i spetsialistov*, no. 17, pp. 393–402. (in Russian)

8. **Chen, Q.** (1995). Comparison of different k-ε models for indoor air flow computations. *Numerical Heat Transfer*, vol. 28, no. 3, pp. 353–369. DOI: 10.1080/10407799508928838

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

10. **Markelov, V.V., Kostishin, M.O., Shukalov, A.V.** (2015). Aircraft inertial navigation system pre-takeoff course correction by information from a satellite navigation system. *Information and control systems*, no. 6 (79), pp. 34–39. DOI: 10.15217/issn1684-8853.2015.6.34 (in Russian)

11. **Ma, H.Y., Cheng, P.F., Huang, H.D.** (2016). Research on the complete integrated GPS/INS navigation system of velocity and attitude. *Bulletin of Surveying and Mapping*, no. 3, pp. 10–14.

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

13. **Murty, C., Rao, M.S., Chakraborty, D.** (2010). Numerical simulation of nozzle flow field with jet-vane based thrust vector control. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, vol. 224, no. 5, pp. 541–548. DOI: 10.1243/09544100JAERO677 (accessed: 15.08.2024).

14. **Tan, X., Jian, W, Han, H.** (2014). SVR aided adaptive robust filtering algorithm for GPS/INS integrated navigation. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, vol. 43, no. 6, pp. 590–606. DOI: 10.13485/j.cnki.11-2089.2014.0093

15. **Tekin, R., Atesoglu, O., Leblebicioglu, K.** (2013). Flight control algorithms for a vertical launch air defense missile. In: *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*, in Chu Q., Mulder B., Choukroun D., van Kampen E.J., de Visser C., Looye G. (eds). Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 73–84. DOI: 10.1007/978-3-642-38253-6_6

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

17. **Jiang, C., Zhang, S.B., Zhang, Q.Z.** (2017). Adaptive estimation of multiple fading factors for GPS/INS integrated navigation systems. *Sensors*, vol. 17, issue 6, ID: 1254. DOI: 10.3390/s17061254 (accessed: 15.08.2024).

Список литературы

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

2. **Blomenhofer H.** Accuracy, Integrity and availability of GLS-based autopilot coupled aircraft landings // *NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation*. 1996. Vol. 43, iss. 4. Pp. 420–436. DOI: 10.1002/j.2161-4296.1996.tb01930.x

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

4. **Маркелов В.В.** Реализация построения маршрутных траекторий для отображения на бортовых многофункциональных индикаторах / В.В. Маркелов, М.О. Костишин, И.О. Жаринов, В.А. Нечаев // *Информационно-управляющие системы*. 2016. № 1 (80). С. 40–49. DOI: 10.15217/issn1684-8853.2016.1.40

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

6. **Петраш В.Я.** Баллистическое и массово-геометрическое проектирование беспилотных ЛА в учебной САПР: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2020. 98 с.

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

8. **Chen Q.** Comparison of different k-ε models for indoor air flow computations // *Numerical Heat Transfer*. 1995. Vol. 28, no. 3. Pp. 353–369. DOI: 10.1080/10407799508928838

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

10. **Маркелов В.В., Костишин М.О., Шукалов А.В.** Коррекция курса инерциальной навигационной системы до взлета самолета по информации от спутниковой навигационной системы // *Информационно-управ-*

ляющие системы. 2015. № 6 (79). С. 34–39. DOI: 10.15217/issn1684-8853.2015.6.34

11. **Ma H.Y., Cheng P.F., Huang H.D.** Research on the complete integrated GPS/INS navigation system of velocity and attitude // *Bulletin of Surveying and Mapping*. 2016. No. 3. Pp. 10–14.

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

13. **Murty C., Rao M.S., Chakraborty D.** Numerical simulation of nozzle flow field with jet-vane based thrust vector control [Электронный ресурс] // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*. 2010. Vol. 224, no. 5. Pp. 541–548. DOI: 10.1243/09544100JAERO677 (дата обращения: 15.08.2024).

14. **Tan X., Jian W., Han H.** SVR aided adaptive robust filtering algorithm for GPS/INS integrated navigation // *Acta Geodaetica et Carto-*

graphica Sinica. 2014. Vol. 43, no. 6. Pp. 590–606. DOI: 10.13485/j.cnki.11-2089.2014.0093

15. **Tekin R., Atesoglu O., Leblebicioglu K.** Flight control algorithms for a vertical launch air defense missile // *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control* / Под ред. Q. Chu, B. Mulder, D. Choukroun, E.J. van Kampen, C. de Visser, G. Looye. Berlin, Heidelberg: Springer, 2013. Pp. 73–84. DOI: 10.1007/978-3-642-38253-6_6

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

17. **Jiang C., Zhang S.B., Zhang Q.Z.** Adaptive estimation of multiple fading factors for GPS/INS integrated navigation systems [Электронный ресурс] // *Sensors*. 2017. Vol. 17, iss. 6. ID: 1254. DOI: 10.3390/s17061254 (дата обращения: 15.08.2024).

Information about the authors

Alexander S. Zasukhin, The Head of the Training and Simulator Center, Senior Lecturer, the Chair of Aircraft Engine Engineering, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.zasuhin@mstuca.ru.

Vladislav D. Budaev, Senior Lecturer, the Chair of Aircraft Engine Engineering, Moscow State Technical University of Civil Aviation, vlad_budaev@mail.ru.

Daniil O. Sizikov, Senior Lecturer, Electrical Systems and Flight Navigation Complexes Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, d.sizikov@mstuca.ru.

Сведения об авторах

Засухин Александр Сергеевич, начальник учебно-тренажерного центра, старший преподаватель кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, a.zasuhin@mstuca.ru.

Будаев Владислав Дмитриевич, старший преподаватель кафедры двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, vlad_budaev@mail.ru.

Сизиков Даниил Олегович, старший преподаватель кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, d.sizikov@mstuca.ru.

Поступила в редакцию 15.10.2024
Одобрена после рецензирования 07.05.2025
Принята в печать 25.09.2025

Received 15.10.2024
Approved after reviewing 07.05.2025
Accepted for publication 25.09.2025

УДК 621.438-226.739.6

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-41-49

Experimental studies of the influence of the characteristics of the metal bond coat on the durability of the heat-protective coating of the turbine blades of a gas turbine engine

E.V. Samoilenko¹, V.G. Ugreninov¹, V.V. Shestakov²

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

²*Lytkarinsky Machine-Building Plant a branch of PJSC "UEC-UMPO", Lytkarino, Russia*

Abstract: The service life of gas turbine engine (GTE) turbine blades with thermal barrier coatings (TBC) depends on many factors, including the composition, structure and properties of the metal bond coating (MB). The positive effect of using TBC is well known: an increase in the service life of the protected part or an increase in the working gas temperature in front of the engine turbine. At the same time, it is also obvious that the development and implementation of new TBCs that use more efficient TBCs is an urgent task. The efficiency and service life of TBCs are significantly affected by the following characteristics of the metal bond coat: material, its thickness and microstructure, and application method. In order to select a rational metal bond coat of the TBC and to assess its performance on turbine blades at high temperatures, a comparative analysis of the isothermal heat resistance of TBCs with different versions of metal bond coats and at different operating temperatures was performed. The time τ_p , up to which the total area of ceramic layer chips on the leading edge and trough does not exceed 30%, was adopted as the isothermal heat resistance criterion. Tests of GTE process blades made of ZhS32VI alloy with TBCs with various metal bond coats applied to them using serial technology were carried out at temperatures of 1100 °C and 1170 °C. The isothermal heat resistance test base was at least 500 hours. Four process blades with each of the studied coating options were tested. Analysis of the obtained test results showed that TBCs with a NiCrTaY and AZh-8+CrAl sublayer have higher durability indicators. This effect is due to the presence of refractory elements (tantalum and yttrium) in the MB, which create a diffusion barrier and slow down the growth of the Al₂O₃ oxide film formed on the metal layer. During the experimental studies it was established that the composition of the metal bond coat in the TBC design significantly affects its durability. Thus, the absolute values of τ_p can differ several times. With an increase in the temperature of isothermal tests, a significant (2–3 times) decrease in the durability of the coating is observed. Therefore, the correct choice of the MB composition allows you to reduce the level of stress-strain state at the boundary of the layers, increase the adhesion strength, and thereby increase the durability of the TBC.

Key words: durability, thermal barrier coating, metal bond coat, ceramic layer, isothermal heat resistance.

For citation: Samoilenko, E.V., Ugreninov, V.G., Shestakov, V.V. (2025). Experimental studies of the influence of the characteristics of the metal bond coat on the durability of the heat-protective coating of the turbine blades of a gas turbine engine. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 5, pp. 41–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-41-49

Экспериментальные исследования влияния характеристик металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия лопаток турбины газотурбинного двигателя

Е.В. Самойленко¹, В.Г. Угренинов¹, В.В. Шестаков²

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

²*«Лыткаринский машиностроительный завод» филиал ПАО «ОДК-УМПО»,
г. Лыткарино, Россия*

Аннотация: Долговечность рабочих лопаток турбины ГТД с теплозащитными покрытиями (ТЗП) зависит от многих факторов, в том числе от состава, структуры и свойств металлического подслоя (МП). Положительный эффект

применения ТЗП общеизвестен: увеличение ресурса защищаемой детали или повышение температуры рабочего газа перед турбиной двигателя. Вместе с тем очевиден и тот факт, что разработка и внедрение новых ТЗП, которые используют более эффективные МП, является актуальной задачей. На эффективность и долговечность ТЗП существенное влияние оказывают следующие характеристики металлического подслоя: материал, его толщина и микроструктура, метод нанесения. С целью выбора рационального металлического подслоя ТЗП и оценки его работоспособности на лопатках турбины при высоких температурах в работе выполнен сравнительный анализ изотермической жаростойкости ТЗП с различными вариантами металлических подслоев и при различных эксплуатационных температурах. В качестве критерия изотермической жаростойкости принято время τ_p , до которого суммарная площадь сколов керамического слоя на входной кромке и корыте не превышает 30 %. Испытания технологических лопаток ГТД, изготовленных из сплава ЖС32ВИ, с нанесенными на них по серийной технологии ТЗП с различными металлическими подслоями были проведены при температурах 1100 и 1170 °С. База испытаний на изотермическую жаростойкость составляла не менее 500 часов. Испытаниям подвергали по четыре технологические лопатки с каждым из исследуемых вариантов покрытий. Анализ полученных результатов испытаний продемонстрировал, что более высокие показатели долговечности имеют ТЗП с подслоем NiCrTaY и АЖ-8 + CrAl. Данный эффект обусловлен наличием в МП тугоплавких элементов (тантал и иттрий), которые создают диффузионный барьер и замедляют рост образующейся на металлическом слое оксидной пленки Al_2O_3 . В процессе экспериментальных исследований установлено, что состав металлического подслоя в конструкции ТЗП существенно влияет на его долговечность. Так, абсолютные значения τ_p могут отличаться в несколько раз. С увеличением температуры изотермических испытаний наблюдается значительное (в 2–3 раза) уменьшение долговечности покрытия. Поэтому правильный выбор состава МП позволяет снизить уровень напряженно-деформированного состояния на границе слоев, увеличить прочность сцепления, и тем самым увеличить долговечность ТЗП.

Ключевые слова: долговечность, теплозащитное покрытие, металлический подслей, керамический слой, изотермическая жаростойкость.

Для цитирования: Самойленко Е.В., Угренинов В.Г., Шестаков В.В. Экспериментальные исследования влияния характеристик металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия лопаток турбины газотурбинного двигателя // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 41–49. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-41-49

Introduction

The durability of gas turbine engine (GTE) turbine blades with thermal barrier coatings (TBCs), operating at high temperatures, depends on many factors, including the composition, structure, and properties of the metal bond coat. The determining characteristics of the bond coat are its composition and the application method [1–6]. The positive effect of using TBCs is well-established: it increases the service life of the protected component or allows for a higher temperature of the gas entering the turbine. At the same time, it is evident that the development and implementation of new, more effective TBCs, more efficient bond coats, and improved methods for their application is a relevant and important task. A typical structure of a TBC is shown in Figure 1.

Generally, the required temperature of the blade base material for long-term operation is achieved by improving the blade's design, reducing the heat flux intensity, and selecting the composition and thickness of the TBC.

Let us assume that the heat flux intensity and the blade design are given. In this case, the efficiency of the thermal barrier coating is enhanced by selecting its optimal thickness and the specific thermal conductivity value of the ceramic layer. It is important to consider that under long-term cyclic loading (both thermal and mechanical), degradation of the TBC occurs. This manifests itself in oxidative processes at the interface between the ceramic layer and the bond coat, changes in the microstructure of the ceramic layer itself (recrystallization, sintering), and effects of hot corrosion and erosion of the ceramic layer. In particular, the sintering of the ceramic layer after cyclic thermal exposure (fig. 2) leads to the formation of defects such as pores, cracks, and vertical channels of the columnar structure, which causes an increase in the thermal conductivity of the ceramic layer [1, 7–9].

The process of TBC destruction begins from the moment a portion of the ceramic layer spalls off the surface of the cooled blade, after which it stops performing its main function – protecting the blade metal from high temperatures. However,

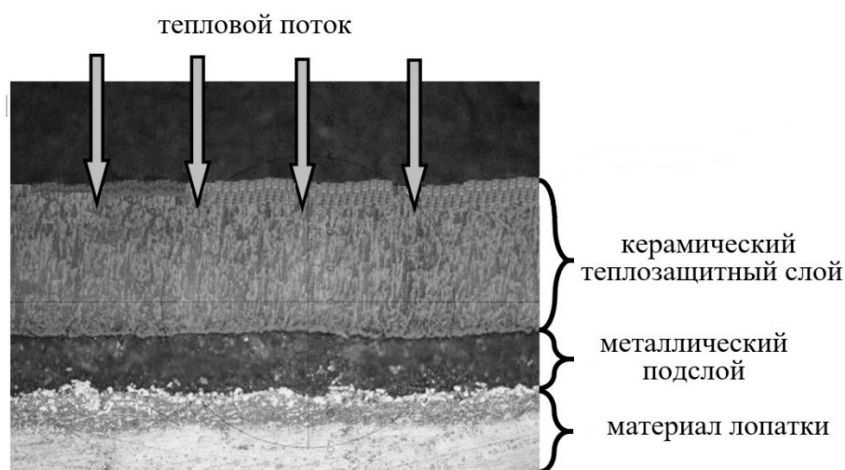


Fig. 1. Typical structure of the TBC of a gas turbine engine blade (top to bottom: heat flux, ceramic thermal barrier coating, metal bond coat, blade material)



Fig. 2. Appearance of the ceramic layer $ZrO_2+8\%Y_2O_3$ at the sintering site and when cracks appear

er, cracks in the ceramic layer of the TBC and the formation of fragments of various sizes are a reaction to operational stresses and surface deformations of the blades, which does not yet indicate a loss of the TBC's protective functions.

It is known [10–14] that one of the critical areas of a TBC, directly affecting its durability, is the interface between the ceramic layer and the heat-resistant bond coat. During the operation of blades with TBCs, oxygen gets through the ceramic layer to the bond coat, leading to its oxidation and the growth of an aluminum oxide (Al_2O_3) layer (fig. 3).

There are two primary pathways for oxygen delivery to the interface known: gas transport through the open porosity of the ceramic layer and the diffusive movement of oxygen ions

through anion vacancies in the zirconia dioxide lattice. Oxides form on the surface of the bond coat; their composition and structure depend on the amount of oxygen supplied and the composition of the bond coat itself. This creates additional internal stresses at the bond coat interface, reduces the adhesion of the ceramic layer, and leads to its spallation. These processes are one of the main reasons for TBC failure [2, 14].

The efficiency and durability of a TBC largely depend on the characteristics of the metal bond coat (material, its thickness and microstructure, application method). To select an optimal metal bond coat for the TBC and to assess its serviceability on turbine blades under high temperatures, this work presents a comparative analysis of the isothermal heat resistance of

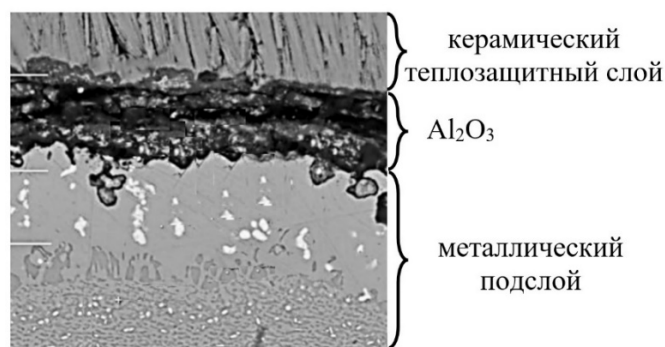


Fig. 3. Typical microstructure of the TBC at the boundary of the ceramic layer and the metal bond coat after operation (top to bottom: heat flux, Al₂O₃, ceramic thermal barrier coating)

TBCs with various bond coat options at different operating temperatures.

Research methods

Tests were conducted on the GTE blades made of ZhS32VI alloy, coated with TBCs applied via the standard production technology [8–10, 15] but with different metallic bond coats. The tests were carried out at temperatures of 1100°C and 1170°C. The baseline for the isothermal heat resistance tests was at least 500 hours. Four blades were tested for each variant of the coating. The tests were performed in an ET-2 type furnace. During the testing, samples were selected for analysis after 5, 20, 50, and subsequently every 100 hours.

During the isothermal exposure, the failure of the TBC is practically independent of thermal shock stresses (which only occur during loading and unloading of the samples for inspection and weighing). Consequently, it can be stated that in this study, the determining role in the failure of the ceramic layer is played by the oxidation process of the bond coat, and changes in its composition and structure due to diffusion processes.

The time τ_p until the total area of ceramic layer spallation on the leading edge and the pressure side does not exceed 30% was adopted as the criterion for isothermal heat resistance. Particular attention was paid to the condition of the heat-resistant bond coat in the areas of the spalled ceramic.

Research results

Various bond coat options were applied using the standard production technology. Subsequently, a ceramic layer of ZrO₂·7%Y₂O₃ was deposited on all blades via electron-beam evaporation and condensation in a vacuum. The investigated coating variants and their thicknesses are presented in Table 1. The test results are shown in Figure 4 and Figure 5.

Analysis of the obtained test results showed that the TBCs with the NiCrTaY and AZh-8+CrAl bond coats exhibited higher durability. This effect is due to the presence of refractory elements (tantalum and yttrium) in the bond coat, which create a diffusion barrier and slow down the growth of the Al₂O₃ oxide film forming on the metal layer. Consequently, the initial state of the coating is maintained for a longer period.

It is evident that the integral durability indicator of the multilayer coating significantly depends on the choice of the bond coat. As can be seen from Figure 4 and Figure 5, the absolute values of τ_p can differ by several times. With an increase in the temperature of the isothermal tests, a significant (2 to 3 times) reduction in coating durability is observed. This can be explained by the increased intensity of diffusion processes occurring between the TBC and the base alloy, as well as the accelerated development of oxidative processes.

Table 1

Variants of the investigated coatings

№ п/п	Тип покрытия	Толщина, мкм
1	ВСДП-11+ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	100-150
2	СДП-2+ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-150
3	СДП-6+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-140
4	CrAlY + ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	90-110
5	ГЦХА+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-120
6	NiCrTaY+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	100-120
7	АЖ-8+CrAl+ ZrO ₂ + 7Y ₂ O ₃	110-140

(left to right: type of coating, thickness in microns)

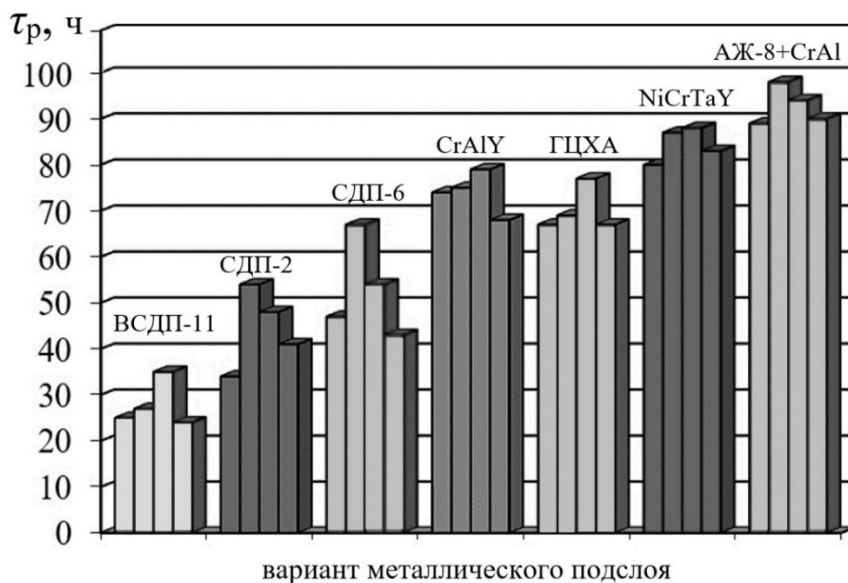


Fig. 4. Diagram of coating tests for isothermal heat resistance at a temperature of 1100 °C with variants of metal bond coatings (top to bottom: time, hours; variant of metal coating)

At the higher temperature (1170 °C), processes of cubic and tetragonal phase decomposition occur in the TBC's ceramic layer, with the possible appearance of a monoclinic phase. This

ultimately leads to an increase in compressive stresses within the ceramic layer, followed by its spallation from the bond coat.

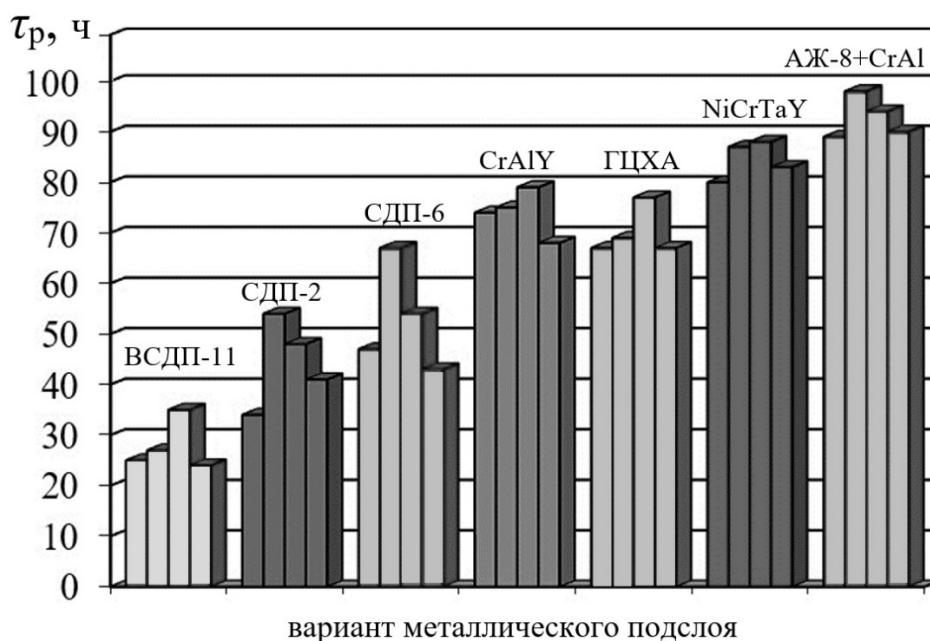


Fig. 5. Diagram of testing coatings for isothermal heat resistance at a temperature of 1170 °C with variants of metal bond coatings

Conclusion

It has been established through experimental research that the composition of the metallic bond coat in a TBC structure significantly influences its durability, τ_p . The absolute values of τ_p can vary by several times. A significant (2 to 3 times) decrease in coating durability is observed with an increase in the temperature of the isothermal tests. Therefore, the correct choice of the bond coat composition helps to reduce the stress-strain state level at the interface between the layers, increase the adhesion strength, and thereby enhance the TBC's durability.

Based on the conducted research, to increase the durability of the entire TBC system, it is advisable to use the AZh-8+CrAl metallic bond coat. Its chemical composition is similar to that of the nickel-based alloys used for manufacturing blades in modern gas turbine engines. This helps to reduce diffusion processes between the bond coat and the base alloy. Furthermore, the presence of refractory elements (tantalum and yttrium) in the bond coat somewhat slows down the growth of the oxide film, which also positively impacts the overall durability of the TBC.

References

1. **Budinovskiy, S.A., Chubarov, D.A., Matveyev, P.V.** (2014). Modern methods for deposition of thermal barrier coatings on GTE turbine blades. *Aviatsionnyye materialy i tekhnologii*, no. S5, pp. 38–44. (in Russian)
2. **Abraimov, N.V., Eliseev, Yu.S.** (2001). Chemical-thermal treatment of heat-resistant steels and alloys. Moscow: Intermet Inzhiniring, 620 p. (in Russian)
3. **Abraimov, N.V., Abraimov, A.N., Terentyeva, V.S.** (1996). Analysis of damageability of turbine blade coatings of aviation gas turbine engines in operation. *In: Zashchitnyye pokrytiya: nauchno-metodicheskiye materialy*. Moscow: VVIA im. N.Ye. Zhukovskogo, pp. 2–8. (in Russian)
4. **Samoilenko, V.M., Fatyanov, E.A., Ravilov, R.G., Kazaryan, V.A.** (2010). The influence of the nature of the metal sublayer on the durability of the thermal barrier coatings. *Korroziya: metally, zashchita*, no. 2, pp. 32–35. (in Russian)
5. **Weng, W.-X., Wang, Y.-M., Liao, Y.-M., Li, C.-C., Li, Q.** (2018). Comparison of micro-

structural evolution and oxidation behaviour of NiCoCrAlY and CoNiCrAlY as bond coats used for thermal barrier coatings. *Surface & Coatings Technology*, vol. 352, pp. 285–294. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2018.08.024

6. **Mednikov, A.F., Medvedev, K.S., Kachalin, G.V., Tkhabisimov, A.B., Kachalina, E.V.** (2023). Modern methods of forming thermal barrier coatings: a review. *Globalnaya Energiya*, vol. 29, no. 4, pp. 132–148. DOI: 10.18721/JEST.29409 (in Russian)

7. **Samoylenko, V.M., Aksenov, A.N., Ravi- lov, R.G., Opokin, V.G.** (2023). Protective coatings for turbine blades of III-IV generation. *Elektrometallurgiya*, no. 1, pp. 21–28. DOI: 10.31044/1684-5781-2023-0-1-21-28 (in Russian)

8. **Baldaev, L.Kh., Baldaev, S.L., Mazilin, I.V., Akhmetgareeva, A.M., Ivanov, A.S.** (2016). Application of thermal barrier coatings for blades of modern gas turbine units using the example of GTD-110M. *Safety and Reliability of Power Industry*, no. 2 (33), pp. 70–72. (in Russian)

9. **Loshchinin, Yu.V., Razmakhov, M.G., Pakhomkin, S.I., Lutsenko, A.N.** (2019). Influence of structure and technology of drawing of multilayer heat-protective coatings produced by thermal spraying dusting on thermal conductivity. *Proceedings of VIAM*, no. 6 (78), pp. 95–103. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-6-95-103 (in Russian)

10. **Budinovsky, A.A., Muboyadzhan, S.A., Gayamov, A.M.** (2008). Current state and main trends in the development of high-temperature thermal barrier coatings for working turbine blades of aviation gas turbine engines. *Aviatsionnaya promyshlennost*, no. 4, pp. 33–37. (in Russian)

11. **Samoylenko, V.M., Paschenko, G.T., Samoylenko, E.V., Gnezdilova, A.A.** (2023). Influence of impurities contained in fuel and air on sulfide corrosion of turbine blades of the gas turbine engine. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 26, no. 1, pp. 72–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-1-72-80

12. **Sankar, V., Ramkumar, P.B., Sebastian, D., Joseph, D., Jose, J., Kurian, A.** (2019). Optimized thermal barrier coating for

gas turbine blades. *Materialstoday: Proceedings*, vol. 11, part 3, pp. 912–919. DOI: 10.1016/j.matpr.2018.12.018

13. **Tolmachev, Ya.V., Zavarzin, S.V., Loshchinina, A.O., Knyazev, A.V.** (2023). High temperature oxide corrosion of ceramic materials in turbine engines. *Proceedings of VIAM*, no. 7 (125), pp. 69–83. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-7-69-83 (in Russian)

14. **Petrov, Yu.V., Samoylenko, V.M., Ratenko, O.A., Samoylenko, E.V.** (2024). Use of protective coating to renewal operability of turbine blades of gas turbine engine, taking into account their operational damages. *Elektrometallurgiya*, no. 9, pp. 12–23. DOI: 10.31044/1684-5781-2024-0-9-12-23 (in Russian)

15. **Abraimov, N.V., Ovchinnikov, V.V.** (2023). High-temperature materials, coatings and welding in aircraft and engines. Moscow: Nauka i tekhnologii, 636 p. (in Russian)

Список литературы

1. **Будиновский С.А., Чубаров Д.А., Матвеев П.В.** Современные способы нанесения теплозащитных покрытий на лопатки газотурбинных двигателей (обзор) // *Авиационные материалы и технологии*. 2014. № S5. С. 38–44.

2. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С.** Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: Интермет Инжиниринг, 2001. 620 с.

3. **Абраимов Н.В., Абраимов А.Н., Терентьева В.С.** Анализ повреждаемости покрытий лопаток турбин авиационных ГТД в процессе эксплуатации // *Защитные покрытия: научно-методические материалы*. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1996. С. 2–8.

4. **Самойленко В.М.** Влияние природы металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия / В.М. Самойленко, Е.А. Фатьянов, Р.Г. Равилов, В.А. Казарян // *Коррозия: металлы, защита*. 2010. № 2. С. 32–35.

5. **Weng W.-X.** Comparison of microstructural evolution and oxidation behaviour of NiCoCrAlY and CoNiCrAlY as bond coats used for thermal barrier coatings / W.-X. Weng,

Y.-M. Wang, Y.-M. Liao, C.-C. Li, Q. Li // *Surface & Coatings Technology*. 2018. Vol. 352. Pp. 285–294. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2018.08.024

6. Медников А.Ф. Обзор современных способов формирования термобарьерных покрытий / А.Ф. Медников, К.С. Медведев, Г.В. Качалин, А.Б. Тхабисимов, Е.В. Качалина // *Глобальная энергия*. 2023. Т. 29, № 4. С. 132–148. DOI: 10.18721/JEST.29409

7. Самойленко В.М. Защитные покрытия для лопаток турбины III-IV поколения / В.М. Самойленко, А.Н. Аксенов, Р.Г. Равилов, В.Г. Опокин // *Электротехнология*. 2023. № 1. С. 21–28. DOI: 10.31044/1684-5781-2023-0-1-21-28

8. Балдаев Л.Х. Применение термобарьерных покрытий для лопаток современных газотурбинных установок на примере ГТД-110М / Л.Х. Балдаев, С.Л. Балдаев, И.В. Мазилин, А.М. Ахметгареева, А.С. Иванов // *Надежность и безопасность энергетики*. 2016. № 2 (33). С. 70–72.

9. Лощинин Ю.В. Влияние состава и технологии нанесения многослойных теплозащитных покрытий, изготовленных газотермическим напылением, на теплопроводность / Ю.В. Лощинин, М.Г. Размахов, С.И. Пахомкин, А.Н. Луценко // *Труды ВИАМ*. 2019. № 6 (78). С. 95–103. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-6-95-103

10. Будиновский А.А., Мубояджан С.А., Гаямов А.М. Современное состояние и основные тенденции развития высокотемпературных

теплозащитных покрытий для рабочих лопаток турбин авиационных ГТД // *Авиационная промышленность*. 2008. № 4. С. 33–37.

11. Самойленко В.М. Influence of impurities contained in fuel and air on sulfide corrosion of turbine blades of the gas turbine engine / В.М. Самойленко, Г.Т. Пашенко, Е.В. Самойленко, А.А. Гнездилова // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2023. Т. 26, № 1. С. 72–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-1-72-80

12. Sankar V. Optimized thermal barrier coating for gas turbine blades / V. Sankar, P.B. Ramkumar, D. Sebastian, D. Joseph, J. Jose, A. Kurian // *Materialstoday: Proceedings*. 2019. Vol. 11, part 3. Pp. 912–919. DOI: 10.1016/j.matpr.2018.12.018

13. Толмачев Я.В. Высокотемпературная оксидная коррозия керамических материалов ГТД / Я.В. Толмачев, С.В. Заварзин, А.О. Лощинина, А.В. Князев // *Труды ВИАМ*. 2023. № 7 (125). С. 69–83. DOI: 10.18577/2307-6046-2023-0-7-69-83

14. Петров Ю.В. Применение защитного покрытия для восстановления работоспособности лопаток турбины газотурбинного двигателя с учетом их эксплуатационных повреждений / Ю.В. Петров, В.М. Самойленко, О.А. Ратенко, Е.В. Самойленко // *Электротехнология*. 2024. № 9. С. 12–23. DOI: 10.31044/1684-5781-2024-0-9-12-23

15. Абраимов Н.В., Овчинников В.В. Высокотемпературные материалы, покрытия и сварка в летательных аппаратах и двигателях. М.: Наука и технологии, 2023. 636 с.

Information about the authors

Elizaveta V. Samoilenko, Lecturer of the Chair of Technical Mechanics and Engineering Graphics, Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.samoilenko@mstuca.ru.

Vladimir G. Ugreninov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Chair of Technical Mechanics and Engineering Graphics, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.ugreninov@mstuca.ru.

Vladimir V. Shestakov, Candidate of Technical Sciences, Lead Engineer, Lytkarinsky Machine-Building Plant a branch of PJSC “UEC-UMPO”, Vladesha@yandex.ru.

Сведения об авторах

Самойленко Елизавета Васильевна, преподаватель кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, e.samoilenko@mstuca.ru.

Угенинов Владимир Германович, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, v.ugreninov@mstuca.ru.

Шестаков Владимир Васильевич, кандидат технических наук, ведущий инженер, Лыткаринский машиностроительный завод филиала ПАО «ОДК-УМПО», Vladesha@yandex.ru.

Поступила в редакцию	09.02.2025	Received	09.02.2025
Одобрена после рецензирования	07.05.2025	Approved after reviewing	07.05.2025
Принята в печать	25.09.2025	Accepted for publication	25.09.2025

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.629.7.067.8

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-50-62

Некоторые аспекты допуска выпускников авиационных вузов к эксплуатации гражданских воздушных судов

А.Д. Артемов¹, С.В. Пигин²

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

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

Аннотация: Обзорная статья затрагивает вопросы получения квалификационной отметки на право допуска к эксплуатации воздушных судов для выпускников авиационных инженеров вузов. Это связано с необходимостью проходить переподготовку на тип воздушных судов в авиакомпаниях. Данная необходимость вызвана теми процессами, которые произошли в Российской Федерации в период после распада системы функционирования авиационной отрасли в СССР. Основными из них стали переход от системы технической эксплуатации воздушных судов по ресурсу к системе технической эксплуатации воздушных судов по техническому состоянию, внедрение западных стандартов эксплуатации в связи с насыщением рынка западной авиатехникой, а также общая тенденция гармонизации авиационных стандартов, регламентирующих техническое обслуживание и ремонт авиационной техники. Почему это происходит и как влияет на подготовку будущих специалистов по техническому обслуживанию в авиакомпаниях, проанализировано в статье. Подчеркнуто, что использование вычислительных возможностей современных компактных бортовых цифровых вычислительных машин с огромными базами данных, высокой производительностью, а также применение искусственного интеллекта позволило не только анализировать множество эксплуатационных и технических параметров функционирования систем воздушных судов, оценивать исправность воздушных судов в целом, но и достаточно точно прогнозировать техническое состояние воздушных судов в ближайшей перспективе, оптимизировать деятельность обслуживающего персонала, сокращая эксплуатационные затраты, время простоя по неисправностям. Появление западных воздушных судов в нашей стране сопровождалось внедрением наработок, связанных с их эксплуатацией и техническим обслуживанием, которые практиковались на западе. Это коснулось и системы подготовки специалистов по техническому обслуживанию. Использование зарубежной авиатехники и западной документации, регламентирующей ее летную и техническую эксплуатацию в рамках Российской юрисдикции, неизбежно потребовало в Российской Федерации пересмотра той эксплуатационной документации, которую законодательно утверждали российские авиационные власти. Такие основные документы, касающиеся эксплуатации воздушных судов, в Российской Федерации были гармонизированы с западными стандартами.

Ключевые слова: переподготовка на тип ВС, система эксплуатации ВС по техническому состоянию, специалист по ТО, прогнозирование технического состояния ВС, система подготовки специалистов по ТО, гармонизация стандартов эксплуатации.

Для цитирования: Артемов А.Д., Пигин С.В. Некоторые аспекты допуска выпускников авиационных вузов к эксплуатации гражданских воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 50–62. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-50-62

Some aspects of aviation university graduates' work permit to maintain civil aircraft

A.D. Artemov¹, S.V. Pigin²

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

²*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

Abstract: This review article addresses issues regarding obtaining qualification necessary for permitting aviation engineering university graduates to maintain aircraft. It is associated with the need to undergo retraining for the aircraft type in airlines. This need is caused by the processes that took place in the Russian Federation in the period after the collapse of the aviation industry system in the USSR. The main of the processes were the transition from on-service life aircraft maintenance system to on-condition aircraft maintenance system, the introduction of Western operating standards due to the market influx with Western aircraft, as well as the general trend of harmonization of aviation standards regulating the aircraft maintenance and repair. The article analyses why this happens and the way it affects the training of future maintenance specialists in airlines. It is emphasized that the use of computing capabilities of modern compact onboard computers with huge databases, high performance, as well as the use of artificial intelligence, made it possible not only to analyze many operational and technical parameters of aircraft functional systems, to assess the aircraft operational ability as a whole, but also to accurately predict the aircraft technical condition in the near future, to optimize the maintenance staff activities, reducing operating costs, downtime due to malfunctions. The appearance of Western aircraft in our country was accompanied by the introduction of best western operational and maintenance practices. This also affected the system of training maintenance specialists. The use of foreign aircraft and Western documentation regulating their flight and technical operation within the Russian jurisdiction inevitably required a revision of the operational documentation in the Russian Federation, which was legislatively approved by the Russian aviation authorities. Such basic documents concerning the aircraft operation in the Russian Federation were harmonized with Western standards.

Key words: retraining for aircraft type, on-condition aircraft maintenance system, maintenance staff, aircraft technical condition prediction, maintenance specialist training system, harmonization of operating standards.

For citation: Artemov, A.D., Pigin, S.V. (2025). Some aspects of aviation university graduates' work permit to maintain civil aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 5, pp. 50–62. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-50-62

Введение

Система образования, действовавшая в СССР, предполагала, что выпускник любого авиационного инженерного учебного заведения, получая диплом инженера со специализацией, например, «Техническая эксплуатация летательных аппаратов (ЛА) и авиадвигателей», считался полноправным специалистом и допускался к технической эксплуатации только после прохождения дополнительной подготовки на том эксплуатационном предприятии, куда был распределен по окончании обучения. Для этого имелось юридическое обоснование. В отличие от выпускников-инженеров военных авиационных вузов выпускники гражданских авиационных технических училищ и институтов гражданской авиации (ГА) проходили дополнительную подготовку на тип воздушного судна (ВС) в учебно-тренировочных отрядах и после прохождения стажировки получали допуск к са-

мостоятельному техническому обслуживанию на предприятии.

В настоящее время, с распадом СССР и сокращением гражданских вузов эксплуатационной направленности в Российской Федерации до одного – Московского государственного технического университета (МГТУ ГА), такой подход к допуску молодого специалиста к обслуживанию несколько изменился. Большинство выпускников МГТУ ГА, окончивших вуз по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», приходя в авиакомпании, не имеют права сертифицирующей подписи на выпуск ВС. Даже для получения первоначальной квалификационной отметки категории А1 необходимо проходить дополнительное обучение [1–3]. Начальным этапом является базовая подготовка, цель которой – получение знаний и навыков, соответствующих набору квалификационных требований, связанных с так называемой стандарт-

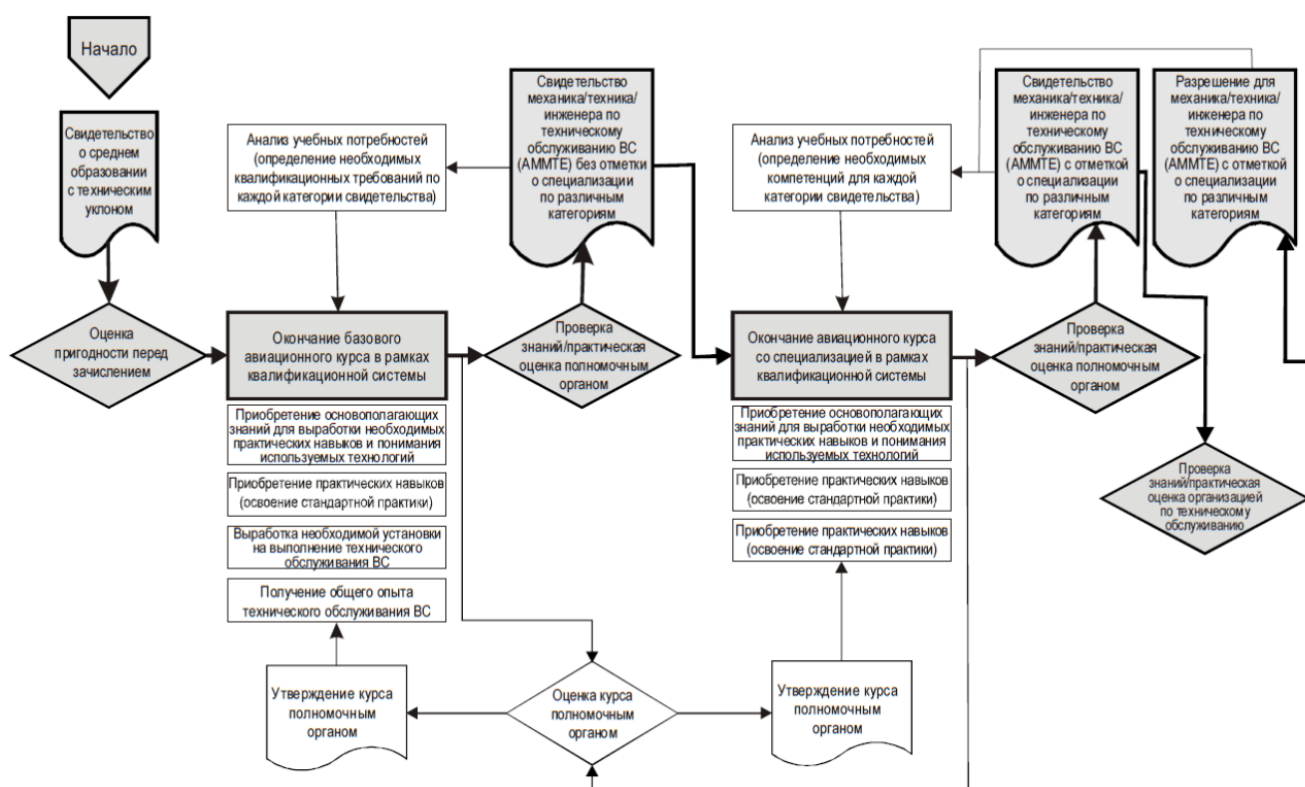


Рис. 1. Вариант квалификационного подхода в системе выдачи свидетельств
Fig. 1. Qualification mode version in the system of issuing certificates

ной практикой, то есть практикой, применимой ко всем типам ВС. Требования изложены в руководствах по стандартной практике. Программы базовой подготовки в рамках квалификационной системы утверждаются полномочными органами ГА. При условии успешного прохождения слушателями экзаменов и оценок по окончании базовой подготовки полномочные органы могут выдавать свидетельства специалиста по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) ВС без разрешительной записи о специализации с четким указанием компетенций, которые может продемонстрировать держатель свидетельства в рамках квалификационного подхода в системе выдачи свидетельств, как это показано на рис. 1 [4].

В настоящее время квалификационный подход используется в основных рейтинговых авиакомпаниях, осуществляющих пассажирские перевозки на дальне- и среднемагистральных маршрутах ВС, которые произведены западными авиастроителями. Это преж-

де всего Boeing и Airbus. Большинство из них эксплуатируется в российских авиакомпаниях на условиях лизинга.

Программы обучения будущих авиационных инженеров с эксплуатационной направленностью подготовки формируются таким образом, чтобы полученные компетенции охватывали все области, связанные с конструкцией ВС, функционированием их систем, а также их технического обслуживания. Обязательно программы обучения содержат вопросы, касающиеся применяемых систем технической эксплуатации в интересах поддержания летной годности.

В процессе обучения в вузе у учащегося формируется широкий кругозор по вопросам технической эксплуатации, также изучаются вопросы, напрямую связанные и с летной эксплуатацией, такие как аэродинамика, отдельные аспекты навигации, управления воздушным движением. При этом изучение конкретных типов ВС, в том числе и иностранных, дается в сравнении. Например, сравни-

ваются технические решения при разработке гидросистемы для «Сухой Суперджет 100» и для А320 [1, 5]. Изучается эффективность функционирования гидросистемы для каждого из этих ВС, особенности их ТО применительно к данной системе. Такой подход позволяет сформировать у будущих специалистов по ТО способности к выявлению общих принципов в конструкции и функционировании однотипных систем. Это в свою очередь позволяет легко адаптироваться в условиях конкретных авиакомпаний, где эксплуатируется несколько иная техника. Причем часто разнотипная, иногда не представленная в реальном исполнении, но присутствующая в контенте учебников и учебных пособий, макетов, тренажеров и проч.

При этом еще раз подчеркнем, что МГТУ ГА дает именно эксплуатационную направленность приобретаемых в университете знаний и компетенций, а также получаемых в ходе практики первичных навыков технического обслуживания ВС. Действующие программы подготовки в рамках квалификационной системы включают новые эффективные и действенные учебные методики, в том числе тренажерную подготовку, электронное обучение, обучение с использованием мультимедийных средств и самостоятельное обучение.

Особенности переподготовки на тип ВС в настоящее время

Особенности переподготовки на тип ВС в настоящее время вызваны некоторыми объективными обстоятельствами, среди которых выделим три.

1. Система технической эксплуатации ВС, практикуемая в авиакомпаниях нашей страны, за последние 30 лет претерпела значительные изменения. И это вызвано не только распадом СССР, но и объективными обстоятельствами и тенденциями в авиационной отрасли, прежде всего переходом от системы технической эксплуатации ВС по ресурсу к системе технической эксплуатации ВС по техническому состоянию.

2. Активное внедрение западных стандартов эксплуатации в связи с насыщением рынка западной авиатехникой (выпуск ВС отечественного производства был приостановлен и фактически свернут, и лишь в последнее время предприняты решительные меры для разработки и модернизации отечественных ВС).

3. Необходимо подчеркнуть, что начиная с 1970 года, когда СССР вступил в Международную организацию гражданской авиации (ИКАО), многие стандарты ТО в нашей стране были гармонизированы с международными стандартами. А с 1990-х годов сами документы, выпускаемые российскими авиационными властями (федеральные авиационные правила (ФАП), указания и распоряжения ФАВТ (Росавиации) и пр.), адаптированы под условия эксплуатации ВС зарубежного производства. Применяемая терминология, описание структур эксплуатационных подразделений, названия и перечень используемой документации, горюче-смазочных материалов (ГСМ), оборудования, методов логистики и выполняемых работ были подвергнуты значительным изменениям.

Рассмотрим эти три направления, необходимость их появления, а также их влияние на переподготовку выпускников в авиакомпаниях.

Возможность эксплуатации по техническому состоянию – следствие развития научно-технического прогресса и появления технических и технологических возможностей мониторинга множества параметров, характеризующих состояние ВС. И прежде всего параметров, определяющих летную годность.

Использование вычислительных возможностей современных компактных бортовых цифровых вычислительных машин (ЦВМ) с обширными базами данных, высокой производительностью, а также применение искусственного интеллекта позволяет не только анализировать множество эксплуатационных и технических параметров функционирования систем ВС, оценивать его исправность в целом, но и достаточно точно прогнозировать техническое состояние ВС в ближайшей перспективе. И как следствие, оптимизировать деятельность обслуживающего персонала, сокращать эксплуатационные затраты, время

простоя по неисправностям. На основе сбора и анализа текущих параметров выдаются готовые рекомендации по конкретным узлам и блокам. Например, в полете до прибытия в аэропорт назначения передается в автоматизированном режиме информация об отказавшем оборудовании вплоть до блока. Это позволяет принимать на земле своевременные решения еще до посадки ВС (оформить заказ на доставку отказавшего блока, подготовить необходимых специалистов, оборудование, средства авиационно-технического обеспечения). Это сокращает время на восстановление исправности.

Неким промежуточным этапом создания такой системы является использование интегрированных в состав оборудования ВС бортовых систем технического обслуживания (БСТО) [4, 6]. Они выполняют мониторинг параметров работы систем ВС, накапливая информацию в базе данных об отказах и событиях [7, 8]. Кроме записи параметров ситуации нештатной работы оборудования (события) прописываются в памяти БСТО нажатием командиром воздушного судна (КВС) или вторым пилотом соответствующей кнопки EVENT во время полета. Это автоматически фиксирует все показания многофункциональных дисплеев на момент нажатия кнопки, всю индикацию и конфигурацию систем, которые были в тот момент. Наличие сохраненной уникальной информации упрощает последующий анализ при оценке отказа и поиске неисправности. Конечный анализ всей полноты информации проводится специалистами ТО по прибытии ВС посредством копирования на носитель и дальнейшей расшифровки. Как правило, каждому коду выдаваемой БСТО информации соответствует готовая ссылка на отказавший блок, агрегат [5, 9, 10].

Потребность в наличии тех или иных блоков в каждом конкретном аэропорту (на базе) также просчитывается на основе статистики отказов. При этом формируется сеть пулов (баз хранения и обеспечения авиационно-техническим имуществом), позволяющая быстро в случае необходимости перемещать конкретные запрашиваемые блоки и агрегаты

из одной точки в другую в течение минимального времени, сокращая или даже исключая время простоя ВС в неисправном состоянии. Знание структуры и принципов функционирования такой системы восстановления исправности важно для понимания молодым специалистом своего места и задач, которые будут решаться им на будущем рабочем месте, а значит, он сможет самостоятельно выделить те вопросы, которые в ходе переподготовки на тип представляют для него наибольший интерес исходя из полученной в вузе базы знаний [5].

С середины 1990-х годов в авиакомпании стали активно поступать ВС Boeing (в первую очередь наиболее распространенные B737, B747 и др.) и Airbus (A319, A320, A321). Эти самолеты при оценке экономической эффективности их применения для пассажиро- и грузоперевозок позволяли достигать заведомо более высоких значений показателей, чем ВС, произведенные в СССР. Причины этого – отсутствие ввозных пошлин, льготные условия передачи в лизинг и многое другое. Поэтому использование таких ВС, конечно же, стало предпочтительнее для существовавших на тот момент, а также для вновь созданных авиакомпаний, получавших преференции и выгодные условия приобретения в лизинг именно ВС зарубежного производства. Невзирая на то, что это были уже далеко не новые ВС, со значительной выработкой ресурса на момент передачи, от которых на Западе избавлялись, обновляя свои авиапарки исходя из условий повышения общего уровня безопасности полетов в своих авиакомпаниях [10, 11].

Появление ВС зарубежного производства в нашей стране сопровождалось и внедрением всех тех наработок, связанных с их эксплуатацией, которые практиковались на Западе. Это, конечно же, коснулось и системы подготовки (переподготовки) специалистов по ТО [12–15]. Существующие авиационные учебные центры (АУЦ) стали частью западной системы обучения, перенимая ее подходы и стандарты. Как правило, это оговаривалось при передаче в лизинг ВС. К тому же многих специалистов по ТО на тот момент готовили

вне нашей страны в АУЦ, сертифицированных по действующим на Западе стандартам [5]. В Евросоюзе (ЕС) основным документом, регламентирующим требования к специалистам по ТО, стали правила Part 66¹ (для персонала с правом допуска ВС к эксплуатации).

Гармонизация требований. На момент перехода компаний на ВС иностранного производства получение сертификата соответствия по западноевропейским правилам (Joint Aviation Requirements – JAR), а позднее по правилам EASA было одной из наиболее востребованных задач для российских компаний.

Задача усложнялась отсутствием у авиакомпаний опыта взаимодействия с авиационными властями EASA, а также тем, что вся базовая документация была представлена только на английском языке. Поэтому использование зарубежной авиатехники и западной документации, регламентирующей ее летную и техническую эксплуатацию (так называемые стандарты эксплуатации) в рамках российской юрисдикции, неизбежно потребовало в Российской Федерации пересмотра той эксплуатационной документации, которую одобряли (законодательно утверждали) российские авиационные власти. Что и было сделано.

Основные документы в Российской Федерации были гармонизированы с западными стандартами [16–18]. Например, возможности европейских компаний по проведению ТОиР регламентируются требованиями EASA Part 145² к организациям, выполняющим такие функции (JAR 145 на более раннем этапе).

Отсюда в Российской Федерации были приняты и неоднократно обновлены соответствующие авиационные правила:

– Техническое обслуживание подлежащих обязательной сертификации беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов, за исключением легких, сверхлегких гражданских воздушных судов, не осуществляющих коммерческих воздушных перевозок и авиационных работ. Часть 145³;

– Порядок сертификации организаций по техническому обслуживанию авиационной техники⁴;

– Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, выполняющим авиационные работы, включенные в перечень авиационных работ, предусматривающих получение документа⁵;

³ Приказ Минтранса РФ № 367 от 18.10.2024 Об утверждении федеральных авиационных правил Техническое обслуживание подлежащих обязательной сертификации беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов, за исключением легких, сверхлегких гражданских воздушных судов, не осуществляющих коммерческих воздушных перевозок и авиационных работ. Часть 145 [Электронный ресурс] // Консультант-Плюс. 2024. URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_491896/ (дата обращения: 25.10.2024).

⁴ Приказ Федеральной авиационной службы России № 287 от 30 декабря 1997 г. Об утверждении Порядка сертификации организаций по техническому обслуживанию авиационной техники [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 1997. URL: <https://base.garant.ru/178259/> (дата обращения: 25.10.2024).

⁵ Приказ № 494 от 19 ноября 2020 г. Об утверждении федеральных авиационных правил Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, выполняющим авиационные работы, включенные в перечень авиационных работ, предусматривающих получение документа, подтверждающего соответствие требованиям федеральных авиационных правил юридического лица, индивидуального предпринимателя. Форма и порядок выдачи документа (сертификата эксплуатанта), подтверждающего соответствие юридического лица, индивидуального предпринимателя требованиям федеральных авиационных правил. Порядок приостановления действия, введения ограничений в действие и аннулирования сертификата эксплуатанта [Электронный ресурс] // ГАРАНТ. 2020. URL: <https://base.garant.ru/400164758/> (дата обращения: 25.10.2024).

¹ EASA Part 66. Maintenance certifying staff [Электронный ресурс] // EASA. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/acceptable-means-compliance-and-guidance-material-group/part-66-maintenance-certifying-staff> (дата обращения: 25.10.2024).

² EASA Part 145 – Aircraft Maintenance Organisation [Электронный ресурс] // EASA. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/the-agency/faqs/part-145> (дата обращения: 25.10.2024).

– Организации по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники;

– Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим техническое обслуживание гражданских воздушных судов. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридических лиц, индивидуальных предпринимателей, осуществляющих техническое обслуживание гражданских воздушных судов, требованиям федеральных авиационных правил. Все, что связано с поддержанием летной годности, сертификацией АУЦ и специалистов по ТО в европейских авиакомпаниях, регламентируют Правила ЕС № 1321/2014, включающие предметные составляющие части Part 147 и Part 66.

Соответственно требования к учебным организациям (учебным авиационным центрам – АУЦ), утвержденным авиационными властями, – EASA Part 147, требования к персоналу, порядку его допуска к эксплуатации – EASA Part 66.

Для обеспечения соответствия требований этих документов требованиям к учебным центрам и персоналу в Российской Федерации были разработаны и утверждены требования:

к членам экипажа воздушных судов, специалистам по техническому обслуживанию воздушных судов и сотрудникам по обеспечению полетов (полетным диспетчерам) гражданской авиации;

образовательным организациям и организациям, осуществляющим обучение специалистов соответствующего уровня согласно перечням специалистов авиационного персонала. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие образовательных организаций и организаций, осуществляющих обучение специалистов соответствующего уровня согласно перечням специалистов авиационного персонала, требованиям федеральных авиационных правил⁶;

⁶ Приказ Минтранса России № 289 от 29 сентября 2015 г. Требования к образовательным организациям и организациям, осуществляющим обучение специалистов соответствующего уровня согласно перечням специалистов авиационного персонала [Электрон-

порядку разработки, утверждения и содержанию программ подготовки специалистов согласно перечню специалистов авиационного персонала гражданской авиации.

Следует также отметить, что для формулирования и обоснования этих требований к персоналу и учебным организациям, проводящим переподготовку специалистов на иностранную авиатехнику, использовались и нормативные документы ИКАО⁷, поскольку действие их на территории Российской Федерации обязательно в рамках принятия положений «Конвенции о международной гражданской авиации» (о чем было сказано выше).

Таким образом, с некоторых пор основные документы, утвержденные российскими авиационными властями и касающиеся вопросов подготовки специалистов по ТО, во многом по своим требованиям стали идентичны требованиям нормативных документов западных авиационных стандартов.

Ниже представлено, как и какие дополнительные знания и навыки приобретают бывшие выпускники, приходя в компании.

На первом этапе формулируются требования к соискателю: профильное образование, наличие опыта, возраст и проч. (рис. 2).

При положительном решении по данному вопросу соискатель допускается к обучению (переподготовке).

В соответствии с документом Part 66 определен базовый уровень знаний соискателя (заявителя) для получения свидетельства специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов для каждой квалификационной отметки.

Базовые знания, требуемые для категорий А, В1, В2, обозначаются уровнями знаний (1, 2 или 3) по каждому соответствующему предмету. Заявители категории С должны соответствовать уровню базовых знаний категории В1 или категории В2.

ный ресурс] // ГАРАНТ. 2015. URL: <https://base.garant.ru/71363792/> (дата обращения: 25.10.2024).

⁷ DOC 9868 ИКАО. Правила аэронавигационного обслуживания. Подготовка персонала. 2-е изд. // ИКАО, 2013.

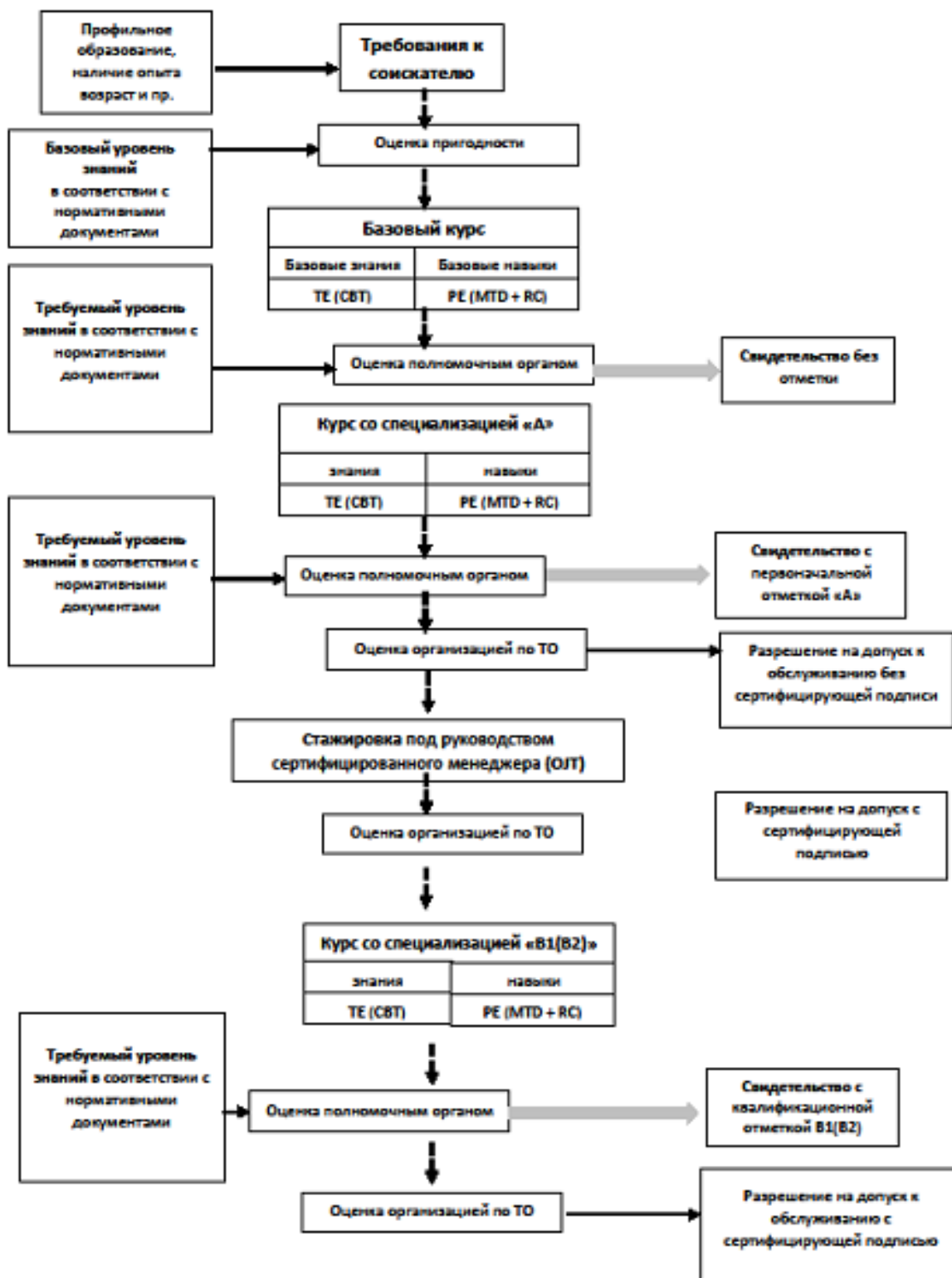


Рис. 2. Последовательность повышения квалификации специалистами по ТО
Fig. 2. Maintenance staff advanced refresher training progression

Показатели уровня знаний для трех уровней определены следующим образом.

УРОВЕНЬ 1. Знакомство с основами предмета. Цели обучения:

- заявитель должен быть знаком с основами предмета;
- заявитель должен быть в состоянии дать простое описание предмета в целом, используя общие слова и примеры;
- заявитель должен уметь пользоваться типичными терминами.

УРОВЕНЬ 2. Общее знание теоретических и практических аспектов предмета и умение применять эти знания. Цели обучения:

- заявитель должен усвоить теоретические основы предмета;
- заявитель должен быть в состоянии дать общее описание предмета с использованием при необходимости типичных примеров;
- заявитель должен уметь использовать математические формулы в сочетании с физическими законами, описывающими предмет;
- заявитель должен уметь читать и понимать эскизы, чертежи и схемы, описывающие предмет;
- заявитель должен быть в состоянии применить свои знания на практике, используя подробные процедуры.

УРОВЕНЬ 3. Детальное знание теоретических и практических аспектов предмета и способность объединять отдельные элементы знаний и применять их логическим и всеобъемлющим образом. Цели обучения:

- заявитель должен знать теорию предмета и взаимосвязи с другими предметами;
- заявитель должен быть в состоянии дать подробное описание предмета, используя теоретические основы и конкретные примеры;
- заявитель должен понимать и уметь использовать математические формулы, относящиеся к предмету;
- заявитель должен уметь читать, понимать и составлять эскизы, простые чертежи и схемы, описывающие предмет;
- заявитель должен быть в состоянии применять свои знания на практике, используя инструкции производителя;
- заявитель должен быть в состоянии интерпретировать данные из различных источников и результаты измерений там, где

нужно принимать меры по исправлению дефектов.

Программа переподготовки составлена таким образом, что по каждой системе определен требуемый уровень знаний. Например, для квалификационной отметки В1 требования к базовым знаниям по самолетным системам и системам двигателя глубина изучения системы соответствует третьему уровню, когда система изучается с подробностью до блока (LRU): состав, назначение, принципы функционирования и вопросы, касающиеся ТО.

При этом для соискателей квалификационной отметки В1 системы авионики (бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО), навигационные системы и т. п.) изучаются по первому или максимум по второму уровню.

И наоборот, для квалификационной отметки В2 требования к базовым знаниям по самолетным системам и системам двигателя глубина изучения системы – первый (иногда второй) уровень, то есть общее понятие о составе и назначении и вопросы безопасной эксплуатации.

Соответственно, системы авионики изучаются для В2 с подробностью до блока (line replaceable unit – LRU). В том числе подробно изучается структура систем, месторасположение блоков, назначение, принципы функционирования и, конечно, вопросы, касающиеся ТО.

Обучающие материалы скомпонованы помодульно и чаще всего предоставляются с использованием компьютерной среды. При этом применяется так называемое квалификационное (компетентностное) обучение, СВТ (Competency Base Training). Продолжительность обучения регламентирована и, например, для специалиста по ТО квалификационной отметки В1 теоретическая часть программы обучения не может быть менее 150 часов. Для специалиста по ТО квалификационной отметки В2 – 120 часов.

Количество модулей, глубина раскрытия материала (уровень обучения) в каждом из них соответствует той направленности, которую предполагает получать соискатель.

Прохождение обучения с использованием СВТ – это теоретический элемент обучения (ТЕ). Он заканчивается сдачей тестов. Причем количество правильных ответов в соответствии с требованиями нормативных документов должно быть не ниже 75 %.

Следующий этап – практический элемент (РЕ), продолжительность и содержание которого также жестко регламентированы. Часть задач может быть выполнена в виртуальной среде на специализированных тренажерах – ТПТО (maintenance training device – MTD). На тренажере отрабатываются следующие упражнения: снятие и установка блоков (R/I), наземное обслуживание агрегатов и систем (SGH), поиск и устранение неисправностей (TS), определение месторасположения агрегатов и блоков (Loc), проверки работоспособности систем – (FOT), определение возможности выпуска ВС в полет с тем или иным отказом в соответствии с требованиями авиакомпании (MMEL).

Остальные заложенные программой обучения упражнения выполняются непосредственно на ВС (RC – real craft).

В процессе переподготовки и последующего тестирования определяется полученный уровень знаний соискателя, который сравнивается с установленными требованиями.

Пройдя обучение в виде теоретического и практического элементов подготовки, выпускники МГТУ ГА на начальном этапе, как правило, получают первоначальную квалификационную отметку «А». Она дает право на допуск к обслуживанию только на отдельные операции, а не полный допуск к обслуживанию ВС по планеру, функциональным системам и силовой установке. Программа обучения на нее по продолжительности значительно короче – в пределах 30–40 часов.

Получение же отметки В1 (В2) – это, как правило, следующий этап роста авиационного специалиста. И этот этап потребует прохождения соответствующей программы обучения в рамках АУЦ.

Необходимо иметь в виду, что после успешной сдачи всех тестов на допуск к самостоятельной работе по ТО ВС соискатель проходит стажировку под руководством

опытного специалиста (on job training – ОJT), и только по завершении стажировки вновь обученный специалист официальным распоряжением допускается к самостоятельному обслуживанию.

Заключение

Таким образом, допуск к самостоятельной эксплуатации ЛА выпускники авиационного учебного заведения получают, пройдя многоступенчатую подготовку, базирующуюся на стандартах, регламентирующих техническое обслуживание и ремонт летательных аппаратов, а также регламентирующих деятельность авиакомпании или конкретного технического подразделения в вопросах технического обслуживания. Сами стандарты в настоящее время во многом гармонизированы с международными стандартами. Конечным итогом переподготовки является получение разрешения на допуск к обслуживанию с правом сертифицирующей подписи.

Список литературы

1. **Артемов А.Д.** Специфика подготовки авиационного персонала на тип ВС, оснащенного БСТО / А.Д. Артемов, Е.В. Максимова, В.В. Щербак, М.Н. Машкин, О.Т. Романов, А.С. Засухин // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. 2017. № 2 (134). С. 73–76.
2. **Гандер Д.В., Лысаков Н.Д.** Современное состояние профессионального обучения в авиации и космонавтике // Человеческий капитал. 2020. № S4 (136). С. 137–143.
3. **Лысакова Е.Н.** Инженерно-психологические задачи на современном этапе развития авиационной техники // Человеческий капитал. 2020. № S4 (136). С. 201–206.
4. **Кузнецов С.В.** Международная квалификационная (компетентностная) система подготовки и оценки персонала по техническому обслуживанию воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 213 (3). С. 91–96.

5. Кузнецов С.В. Подготовка инженерно-технического персонала по технической эксплуатации авионики и авиационных электросистем воздушных судов с учетом гармонизации отечественных требований к персоналу с международными требованиями // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 201. С. 91–95.

6. Стрельникова Е.О. Особенности профессиональной подготовки персонала авиакомпаний [Электронный ресурс] // Студенческий вестник: электронный научный журнал. 2020. № 42 (140). URL: <https://studvestnik.ru/journal/stud/herald/140> (дата обращения: 10.01.2025).

7. Колокольников Ф.А. Анализ международных требований при построении системы подготовки авиационных специалистов / Ф.А. Колокольников, С.Н. Яблонский, Д. Лю, С.С. Теренин // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 219 (9). С. 85–89.

8. Дудкин С.О., Неретин Е.С., Брусникин П.М. Архитектура бортовой системы технического обслуживания на базе концепции интегрированной модульной авионики // Авиация и космонавтика-2018: тезисы 17-ой Международной конференции. Москва, 19-23 ноября 2018 г. М.: МАИ, 2018. С. 381–382.

9. Полякова Е.А., Щербак В.В. Проблемные аспекты разработки авиатренажеров // Академические Жуковские чтения. Безопасность полетов. Актуальные вопросы подготовки и ведения операций (боевых действий) в войнах и вооруженных конфликтах: сборник научных статей по материалам Всероссийской НПК. Воронеж, 20-21 ноября 2013 г. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2014. С. 30–32.

10. Мухин И.Е. Анализ функциональных требований к бортовой системе технического обслуживания самолета SSJ 100 / И.Е. Мухин, Д.С. Коптев, А.А. Князев, С.М. Юрчиков // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2022. Т. 26, № 1 (95). С. 92–101. DOI: 10.54708/19926502_2022_2619592

11. Брусникин П.М., Дудкин С.О., Зуб В.П. Разработка бортовой системы тех-

нического обслуживания с функцией прогнозирования отказов // Гагаринские чтения: сборник тезисов докладов. Москва, 27 декабря 2019 г.-17 апреля 2020 г. М.: МАИ, 2020. С. 817–818.

12. Моисеев Р.Г. Повышение качества ТОиР авиатехники за счет периодического повышения квалификации технического персонала, обслуживающего ВС // Инновационные процессы в современном мире (Иннофорум-2016): материалы международной научно-практической конференции. Сочи – Ростов-на-Дону, 21–25 сентября 2016 г. Ростов-на-Дону: Фонд науки и образования, 2016. С. 159–162.

13. Артемов А.Д., Лысаков Н.Д., Лысакова Е.Н. Человеческий фактор в эксплуатации авиационной техники. М.: МАИ, 2018. 156 с.

14. Карпова Л.И., Никитин Д.А. Подготовка специалистов гражданской авиации – гарантия безопасности воздушных перевозок // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 166. С. 102–106.

15. Биндус В.А., Чукарин М.И. Повышение качества ТО и Р авиатехники за счет периодического повышения квалификации технического персонала, обслуживающего ВС // Актуальные аспекты развития воздушного транспорта (Авиатранс-2018): материалы международной научно-практической конференции. Ростов-на-Дону, 27-30 сентября 2018 г. Ростов-на-Дону: Фонд науки и образования, 2018. С. 747–752.

16. Большедворская Л.Г. Обоснование и разработка новой системы подготовки авиационных специалистов в гражданской авиации // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 225 (3). С. 86–91.

17. Никитюк Б.Р. Эффективность наземных технических средств обучения авиационного персонала // Вестник Академии военных наук. 2023. № 1 (82). С. 85–90.

18. Барсуков А.Г. К вопросу о подготовке авиационного персонала в области человеческого фактора // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2017. № 2. С. 83–92.

References

1. Artemov, A.D., Maksimova, E.V., Shcherbak, V.V., Mashkin, M.N., Romanov, O.T., Zasuhin, A.S. (2017). Specifics of technical-and-maintenance personnel training to operate the aircraft equipped by airborne maintenance system. *Defense industry achievements – Russian scientific and technical progress*, no. 2 (134), pp. 73–76. (in Russian)
2. Gander, D.V., Lysakov, N.D. (2020). The current state of vocational training in aviation and astronautics. *Chelovecheskiy kapital*, no. S4 (136), pp. 137–143. (in Russian)
3. Lysakova, E.N. (2020). Engineering and psychological problems at the modern stage of the development of aviation technique. *Chelovecheskiy kapital*, no. S4 (136), pp. 201–206. (in Russian)
4. Kuznetsov, S.V. (2015). International qualification (competency) training and evaluation system of aircraft maintenance personnel. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 213 (3), pp. 91–96. (in Russian)
5. Kuznetsov, S.V. (2014). Aircraft and its systems maintenance engineering staff training according to harmonization with international requirements. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 201, pp. 91–95. (in Russian)
6. Strelnikova, E.O. (2020). Features of professional training for airline personnel. *Studencheskiy vestnik: elektronnyy nauchnyy zhurnal*, no. 42 (140). Available at: <https://studvestnik.ru/journal/stud/herald/140> (accessed: 10.01.2025). (in Russian)
7. Kolokolnikov, P.A., Yablonskiy, S.N., Lyu, D., Terenin, S.S. (2015). International requirements analysis applied at program systems design for aeronautical specialists training. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 219 (9), pp. 85–89. (in Russian)
8. Dudkin, S.O., Neretin, E.S., Brusnikin, P.M. (2018). Architecture of onboard maintenance system based on integrated modular avionics conception. In: *Aviatsiya i kosmonavtika-2018: tezisy 17-y Mezhdunarodnoy konferentsii*, pp. 381–382. (in Russian)
9. Polyakova, E.A., Shcherbak, V.V. (2014). Problematic aspects of the development of flight simulators. In: *Akademicheskiye Zhukovskiye chteniya. Bezopasnost' poletov. Aktual'nyye voprosy podgotovki i vedeniya operatsiy (boevykh deystviy) v voynakh i vooruzhennykh konfliktakh: sbornik nauchnykh statey po materialam Vserossiyskoy NPK*. Voronezh: VUNTS VVS «VVA», pp. 30–32. (in Russian)
10. Mukhin, I.E., Koptev, D.S., Knyazev, A.A., Yurchikov, S.M. (2022). Analysis of functional requirements to the on-board maintenance system SSJ 100 aircraft. *Vestnik UGATU*, vol. 26, no. 1 (95), pp. 92–101. DOI: 10.54708/19926502_2022_2619592
11. Brusnikin, P.M., Dudkin, S.O., Zub, V.P. (2020). Development of an on-board maintenance system with a failure prediction function. In: *Gagarinskiye chteniya: sbornik tezisev dokladov*, pp. 817–818. (in Russian)
12. Moiseev, R.G. (2016). Improving the quality of aircraft maintenance and repair through periodic advanced training of technical personnel servicing aircraft. In: *Innovatsionnyye protsessy v sovremennom mire (Innoforum-2016): materialy mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Rostov-na-Donu: Fond nauki i obrazovaniya, pp. 159–162. (in Russian)
13. Artemov, A.D., Lysakov, N.D., Lysakova, E.N. (2018). The human factor in the operation of aviation equipment. Moscow: MAI, 156 p. (in Russian)
14. Karpova, L.I., Nikitin, D.A. (2011). The training of civil aviation personnel is a pledging of security of air transportation. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 166, pp. 102–106. (in Russian)
15. Bindus, V.A., Chukarin, M.I. (2018). Improving the quality of maintenance and repair of aircraft equipment through periodic advanced training of technical personnel servicing aircraft. In: *Aktualnyye aspekty razvitiya vozdušnogo transporta (Aviatrans-2018): materialy mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Rostov-on-Don: Fond nauki i obrazovaniya, pp. 747–752. (in Russian)
16. Bolshedvorskaya, L.G. (2016). Substantiation and development of the new system of the aeronautical specialists' training in civil aviation. *Civil Aviation High Technologies*, no. 225 (3), pp. 86–91. (in Russian)

17. **Nikityuk, B.R.** (2023). Effectiveness of ground-based technical training facilities aviation personnel. *Vestnik Akademii voyennykh nauk*, no. 1 (82), pp. 85–90. (in Russian)

18. **Barsukov, A.G.** (2017). To the question of aviation staff training in the area of the human factor. *Crede Experto: Transport, Society, Education, Language*, no. 2, pp. 83–92. (in Russian)

Сведения об авторах

Артемов Александр Дмитриевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры аэродинамики конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, a.artemov@mstuca.ru.

Пигин Сергей Васильевич, кандидат педагогических наук, доцент кафедры летательных аппаратов МАИ (НИУ), svp_1961@mail.ru.

Information about the authors

Aleksander D. Artemov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, the Chair of Aerodynamics, Aircraft Design and Strength, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.artemov@mstuca.ru.

Sergey V. Pigin, Candidate of Pedagogical Sciences, Assistant Professor of the Aircraft Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), svp_1961@mail.ru.

Поступила в редакцию	25.03.2025	Received	25.03.2025
Одобрена после рецензирования	25.04.2025	Approved after reviewing	25.04.2025
Принята в печать	25.09.2025	Accepted for publication	25.09.2025

УДК 629.7.01, 539.4

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-63-75

Метод расчета устойчивости обшивок хвостовых отсеков лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета

М.В. Каргаев^{1,2}

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

²*Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова,
пос. Томилино, Россия*

Аннотация: В связи с растущей необходимостью эксплуатации вертолетов в местах с ветрами высокой интенсивности существующие подходы к проектированию лопастей несущего винта (ЛНВ) должны быть пересмотрены на предмет полноты учета расчетных случаев ветрового нагружения. Большую часть времени в эксплуатации вертолет находится на стоянке, а лопасти подвергаются ветровому воздействию, способному приводить к повреждениям, препятствующим возможности их дальнейшей эксплуатации. В частности, известны случаи появления гофров и отслоений обшивок хвостовых отсеков лопастей от заполнителей. В случае превышения установленных в эксплуатационной документации допусков на размеры указанных дефектов хвостовые отсеки либо ремонтируются, либо заменяются на заводе – изготовителе лопастей. В настоящей работе рассмотрена задача устойчивости композитных обшивок хвостовых отсеков невращающихся ЛНВ, нагружаемых ветровым потоком. Расчетная схема моделируемых обшивок соответствует ортотропной прямоугольной пластине, закрепленной на упругом основании и нагруженной по стороне ее сопряжения с лонжероном лопасти. Напряженно-деформированное состояние (НДС) обшивки определяется из решения плоской задачи теории упругости для пластины, расчетные нагрузки для которой в соответствии с условием совместности деформаций лонжерона ЛНВ и обшивки определяются в результате решения задачи ветрового нагружения лопасти в целом. В работе выведено дифференциальное уравнение устойчивости ортотропной пластины на упругом основании, моделирующее обшивку хвостового отсека ЛНВ. Получено выражение для расчета критических напряжений, соответствующих началу возникновения местной потери устойчивости обшивок. Из условия проявления местной потери устойчивости обшивок вычислена предельная скорость ветра для ЛНВ вертолета типа Ми-38.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, обшивка хвостового отсека, ветровое нагружение, метод сеток, статическая устойчивость, критические напряжения.

Для цитирования: Каргаев М.В. Метод расчета устойчивости обшивок хвостовых отсеков лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 63–75.
DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-63-75

Method of stability computation of the main rotor blades tail section skins subject to wind at a helicopter parking lot

M.V. Kargaev^{1,2}

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

²*National Helicopter Center Mil&Kamov, Tomilino, Russia*

Abstract: Due to the growing need to operate helicopters in areas with high-intensity winds, existing approaches to the design of main rotor blades (MRB) should be reviewed to ensure that the calculated cases of wind effect are fully taken into account. The helicopter spends the majority of its operational time on the ground, and the blades are exposed to wind load, which can lead to damage impairing their continued serviceability. In particular, types of damage include the formation of skin corrugations and cases of delamination within the composite tail section skin, specifically the separation of the skin from the core filler materials. If the defect dimensions exceed the allowable limits specified in the maintenance documentation, the tail sections are either repaired or

replaced at the blade manufacturer's facility. In this paper, we consider the problem of composite skin stability of the non-rotating MRB tail sections subjected to wind effect. The analytical model of the skin elements corresponds to an orthotropic rectangular plate mounted on an elastic base and loaded along the edge adjoining the blade spar. The stress-strain state (SSS) of the skin is determined by solving planar elasticity boundary value problem, where the applied loads are calculated based on the deformation compatibility condition between the MRB spar and the skin, obtained from the overall wind load analysis of the blade. In this paper, a differential equation of stability of an orthotropic plate on an elastic base is derived, simulating the lining of the tail section of the MRB. An expression for calculating the critical stresses corresponding to the onset of local skin buckling is obtained. Based on the criterion of local skin buckling, the limit wind speed for the MRB of the Mil-38 helicopter type was calculated.

Key words: main rotor blade, tail section skin, wind load (effect), mesh method, static stability, critical stresses.

For citation: Kargaev, M.V. (2025). Method of stability computation of the main rotor blades tail section skins subject to wind at a helicopter parking lot. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 5, pp. 63–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-63-75

Введение

Процесс проектирования лопастей несущего винта вертолета включает в себя этапы по выбору параметров хвостовых отсеков. Как установлено в работе [1], при выборе данных параметров помимо полетных случаев нагружения [2, 3] необходимо учитывать и наземные случаи нагружения. Одним из них является ветровое нагружение, характеристики которого должны быть заданы в техническом задании на проектируемую лопасть. Анализ напряженно-деформированного состояния обшивок хвостовых отсеков невращающейся лопасти под действием ступенчатого порыва ветра [1] показал, что действующие вдоль задней стенки лонжерона сжимающие продольные напряжения в обшивке могут приводить к образованию зоны местной потери устойчивости [4–6]. Недопустимость местной потери устойчивости обшивок обусловлена их сопутствующим отслоением от заполнителя хвостового отсека, при достижении критической величины которого дальнейшая эксплуатация лопасти без восстановительного ремонта становится небезопасной.

Исходя из этого, для рационального выбора параметров хвостовых отсеков на этапе проектирования лопасти необходимо иметь метод, позволяющий выполнять расчет на местную устойчивость обшивок хвостовых отсеков ЛНВ, подверженных воздействию ветра, для чего в данной работе изложен метод, построенный на поочередном расчете напряжений в лонжероне [7] и обшивке [1] лопасти под действием ветра, сравнении по-

лученных напряжений с критическими напряжениями, рассчитанными по формулам, полученным в настоящей работе.

Вывод дифференциального уравнения устойчивости обшивки

Рассмотрим разрезной хвостовой отсек ЛНВ [8], конструктивно образованный склейкой ограниченного по ширине торцевыми нервюрами заполнителя с верхней и нижней обшивками, замыкающимися стрингером (рис. 1). Будем полагать, что нагружение обшивок происходит вследствие деформаций лопасти, к лонжерону которой они приклеены.

Для вывода дифференциального уравнения устойчивости обшивки используем систему дифференциальных уравнений, описывающую НДС обшивки рассматриваемого хвостового отсека [1]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} - u \cdot C_x &= 0, \\ \frac{\partial N_y}{\partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} - v \cdot C_y &= 0, \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

где u и v – перемещения пластины по осям Ox и Oy .

В системе (1) перейдем от погонных усилий к напряжениям, выполнив соответствующие замены, используя равенства $N_x = \sigma_x \cdot \delta$, $N_y = \sigma_y \cdot \delta$, $N_{xy} = \tau_{xy} \cdot \delta$, где δ – толщина пластины в рассматриваемой точке, σ_x и σ_y – нормальные напряжения по осям Ox и Oy , τ_{xy} – напряжения сдвига.

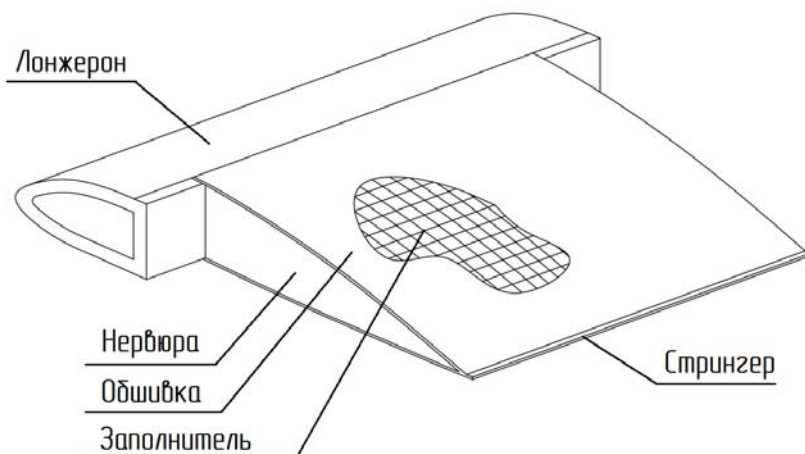


Рис. 1. Конструкция разрезного хвостового отсека лопасти
Fig. 1. Design of the split tail blade section

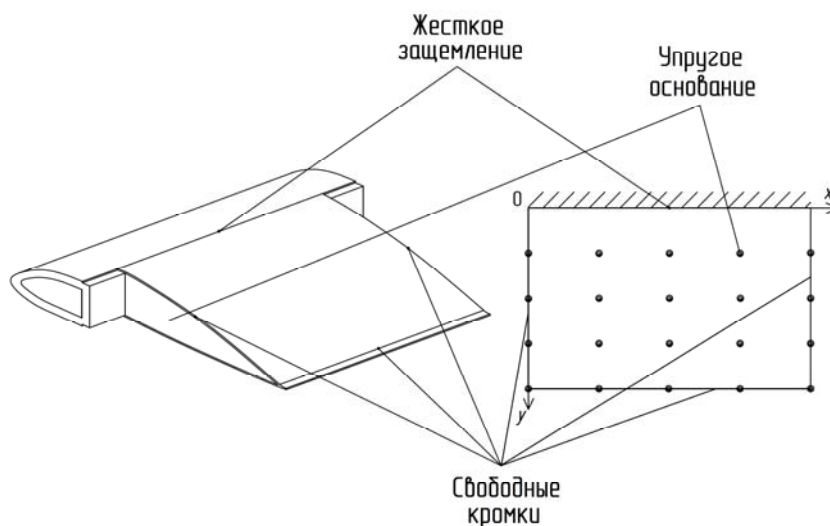


Рис. 2. Граничные условия
Fig. 2. Boundary conditions

Граничные условия для уравнений (1) представлены на рис. 2 и определяются соотношениями [1]

$$\begin{aligned} &\text{при } x = 0, L \rightarrow \sigma_x = 0; \tau_{xy} = 0; \\ &\text{при } y = H \rightarrow \sigma_y = 0; \tau_{xy} = 0; \\ &\text{при } y = 0 \rightarrow \sigma_x = \sigma_L^x; \sigma_y = \sigma_L^y; \sigma_L^y = -\mu_L \sigma_L^x, \end{aligned}$$

где σ_L^x – напряжения в лонжероне в месте приклейки обшивки, обусловленные воздей-

ствием ветра [7]; μ_L – коэффициент Пуассона лонжерона; L – длина обшивки; H – ширина обшивки. Таким образом, сопряженная с лонжероном грань обшивки имеет совместные с ним деформации, а остальные грани обшивки свободно деформируются. Влияние заполнителя на НДС обшивки в (1) учитывается за счет наличия жесткостей C_x и C_y упругого основания.

Получим дифференциальное уравнение устойчивости для ортотропной пластины на

упругом основании, исходя из предположения о возможности состояния равновесия пластины в искривленном состоянии. Данное состояние будем характеризовать прогибом w вдоль оси Oz . Допустим, что при изгибе пластины согласно гипотезам Кирхгофа [9, 10] будет иметь место отсутствие деформаций поперечного сдвига:

$$\gamma_{xz} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = 0, \quad \gamma_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = 0. \quad (2)$$

Тогда из зависимостей (2), принимая, что точки срединной поверхности перемещаются при изгибе только вдоль оси Oz , можно получить выражения

$$u = -z \frac{\partial w}{\partial x}, \quad v = -z \frac{\partial w}{\partial y}.$$

Связь деформаций пластины с перемещениями u и v устанавливается через формулы Коши

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} = -z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}, \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} = -z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}, \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = -2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}. \end{aligned} \quad (3)$$

Для ортотропной пластины действующие в ее плоскости напряжения с учетом равенства нулю напряжений в направлении оси Oz ,

то есть $\sigma_z = 0$, определяются зависимостями обобщенного закона Гука в виде [11–13]

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= e_{11} \cdot \varepsilon_x + e_{12} \cdot \varepsilon_y + e_{13} \cdot \gamma_{xy}, \\ \sigma_y &= e_{12} \cdot \varepsilon_x + e_{22} \cdot \varepsilon_y + e_{23} \cdot \gamma_{xy}, \\ \tau_{xy} &= e_{13} \cdot \varepsilon_x + e_{23} \cdot \varepsilon_y + e_{33} \cdot \gamma_{xy} \end{aligned} \right\}. \quad (4)$$

Упругие постоянные материала e_{11} , e_{12} , e_{13} , e_{22} , e_{23} , e_{33} [11–13], составляющие матрицу E коэффициентов жесткости, могут быть получены обращением матрицы податливостей A , то есть $E = A^{-1}$, которая имеет вид

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & -a_{12} & a_{13} \\ -a_{12} & a_{22} & a_{23} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{pmatrix},$$

где коэффициенты податливости матрицы A [1] – функции «технических» модулей упругости E_x , E_y , G , μ_x , η_x , η_y и угла φ ориентировки осей материала относительно расчетных осей Ox и Oy , определяются по формулам

$$\begin{aligned} a_{11} &= \frac{1}{E_x}, \quad a_{12} = \frac{\mu_x}{E_x}, \quad a_{13} = \frac{\eta_x}{E_x}, \\ a_{22} &= \frac{1}{E_y}, \quad a_{23} = \frac{\eta_y}{E_y}, \quad a_{33} = \frac{1}{G}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} E_x &= \frac{\lambda E_0}{\lambda \cos^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \sin^4 \varphi}, \quad E_y = \frac{\lambda E_0}{\lambda \sin^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \cos^4 \varphi}, \\ G &= \frac{G_0}{1 - (1 - C) \sin^2 2\varphi}, \quad \mu_x = \frac{\mu_{90} - (1 + \lambda - 2B) \frac{\sin^2 2\varphi}{4}}{\lambda \cos^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \sin^4 \varphi}, \\ \eta_x &= \frac{[(1 - \lambda) - (1 + \lambda - 2B) \cos 2\varphi] \sin 2\varphi}{2(\lambda \cos^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \sin^4 \varphi)}, \quad \eta_y = -\frac{[(1 - \lambda) - (1 + \lambda - 2B) \cos 2\varphi] \sin 2\varphi}{2(\lambda \sin^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \cos^4 \varphi)}, \\ \lambda &= \frac{E_{90}}{E_0}, \quad 2B = 4 \frac{E_{90}}{E_0} - (1 + \lambda), \quad C = \frac{1 + \lambda + 2\mu_{90}}{2B + 2\mu_{90}}. \end{aligned}$$

Получим уравнения, связывающие погонные изгибающие и крутящий моменты с прогибом w вдоль оси Oz , для чего сначала подставим формулы (3) в зависимости (4):

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= e_{11} \cdot (-z) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + e_{12} \cdot (-z) \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + e_{13} \cdot (-2z) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}; \\ \sigma_y &= e_{12} \cdot (-z) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + e_{22} \cdot (-z) \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + e_{23} \cdot (-2z) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}; \\ \tau_{xy} &= e_{13} \cdot (-z) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + e_{23} \cdot (-z) \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + e_{33} \cdot (-2z) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

Далее перейдем к равнодействующим напряжений (5) по толщине пластины:

$$M_x = \int_{-\delta/2}^{\delta/2} \sigma_x z dz, \quad M_y = \int_{-\delta/2}^{\delta/2} \sigma_y z dz, \quad M_{xy} = \int_{-\delta/2}^{\delta/2} \tau_{xy} z dz. \quad (6)$$

Окончательно после интегрирования выражений (6) с учетом (5) получим

$$\left. \begin{aligned} M_x &= -\frac{\delta^3}{12} \left(e_{11} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + e_{12} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2e_{13} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right); \\ M_y &= -\frac{\delta^3}{12} \left(e_{12} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + e_{22} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2e_{23} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right); \\ M_{xy} &= -\frac{\delta^3}{12} \left(e_{13} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + e_{23} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2e_{33} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right) \end{aligned} \right\}. \quad (7)$$

Перерезывающие силы Q_x и Q_y , действующие в сечениях пластины, выражаются через w из уравнения равновесия элемента пластины в проекции на ось Oz [9, 10], которое для условий настоящей задачи имеет вид

$$Z_Q + Z_{N_x} + Z_{N_y} + Z_{N_{xy}} + Z_{C_x} + Z_{C_y} + Z_P = 0, \quad (8)$$

где Z_Q – проекция перерезывающих сил, а Z_{N_x} , Z_{N_y} , $Z_{N_{xy}}$, Z_{C_x} , Z_{C_y} , Z_P – проекции сил начального состояния. Согласно [9] имеем

$$\begin{aligned} Z_Q &= \left(\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} \right) dx dy, \quad Z_{N_{xy}} = \left(2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial x} \right) dx dy, \\ Z_{N_x} &= \left(N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial N_x}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial x} \right) dx dy, \quad Z_{N_y} = \left(N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial N_y}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial y} \right) dx dy. \end{aligned} \quad (9)$$

Аналогично выражениям для Z_{N_x} и Z_{N_y} можно получить выражения для Z_{C_x} и Z_{C_y} :

$$Z_{C_x} = -u \cdot C_x \frac{\partial w}{\partial x} dx dy, \quad Z_{C_y} = -v \cdot C_y \frac{\partial w}{\partial y} dx dy. \quad (10)$$

Выражение для Z_p получим исходя из предположения о том, что заполнитель является легким, а также маложестким в направлении оси Oz , и при потере устойчивости происходит выпучивание несущих слоев – обшивок. При этом роль заполнителя сводится исключительно к работе на сдвиг, то есть обеспечению совместной работы обшивок, воспринимающих продольные силы и моменты. Будем предполагать основание линейно упругим. Тогда давление P , действующее со стороны заполнителя на обшивку, пропорционально ее прогибу w :

$$P = -\alpha w. \quad (11)$$

Применим закон Гука для столбика заполнителя единичной площади высотой h_3 нагруженного давлением P , тогда получим выражение для его укорочения, равного прогибу w :

$$w = \Delta h_3 = P \cdot h_3 / E_3. \quad (12)$$

Высоту сотового заполнителя h_3 , как и в [1], примем в виде квадратичной функции, изменяющейся вдоль оси Oy [1]:

$$h_3 = \left(\frac{2h_0 - h_{cp}}{H}\right)y^2 + \left(\frac{4h_{cp} - 3h_0}{H}\right)y + h_0, \quad (13)$$

где h_0 – высота хвостового отсека в месте приклейки к задней стенке лонжерона, h_{cp} – высота хвостового отсека посередине ширины хвостового отсека.

Сопоставляя выражения (11) и (12), с учетом (13) получаем, что

$$\alpha = \frac{E_3}{h_3} = \frac{E_3}{\left(\frac{2h_0 - h_{cp}}{H}\right)y^2 + \left(\frac{4h_{cp} - 3h_0}{H}\right)y + h_0}.$$

Искомое выражение для Z_p имеет вид

$$Z_p = -\alpha w dx dy. \quad (14)$$

Подставив выражения (9), (10) и (14) в уравнение (8), получим уравнение равновесия элемента пластины

$$\begin{aligned} & \frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} - \alpha w + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + \\ & + \left(\frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} - u \cdot C_x\right) \frac{\partial w}{\partial x} + \left(\frac{\partial N_y}{\partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} - v \cdot C_y\right) \frac{\partial w}{\partial y} = 0. \end{aligned} \quad (15)$$

Учитывая, что выражения, записанные в скобках уравнения (15), равны нулю в силу соотношений (1), окончательно получим

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} - \alpha w + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} = 0. \quad (16)$$

Связь между перерезывающими силами и моментами для рассматриваемого случая нагружения пластины определяется уравнениями

$$Q_x = \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y}, \quad Q_y = \frac{\partial M_y}{\partial y} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial x}. \quad (17)$$

Подставив уравнения (17) и (7) в (16), получим дифференциальное уравнение устойчивости ортотропной пластины на упругом основании:

$$\begin{aligned} \frac{\delta^3}{12} \left[e_{11} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + e_{22} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + (2e_{12} + 4e_{33}) \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + 4e_{13} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial x^3 \partial y} + 4e_{23} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial x \partial y^3} \right] = \\ = -\alpha w + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}. \end{aligned} \quad (18)$$

Определение критических напряжений, соответствующих местной потере устойчивости обшивки

При решении задачи о потере устойчивости пластины предполагается, что до потери устойчивости она является плоской [13]. В таком случае все силы, действующие на пластину, действуют по ее срединной поверхности и при деформациях пластины не изменяются ни по величине, ни по направлению. То есть докритическое напряженное состояние пластины является плоским.

Будем полагать, что докритические силы и перемещения для рассматриваемой задачи определяются из решения уравнений (1) методом [1], основанным на применении метода сеток [10, 14].

В таком случае задача нахождения критических напряжений местной потери устойчивости должна решаться для элементарной прямоугольной пластинки, жестко защемленной по сторонам размерами l_i и h_j , полученной путем разбиения расчетной области обшивки ортогональной сеткой (i – номер узла сетки по оси Oy , j – номер узла по оси Ox). Далее индексы i и j всюду, за исключением

некоторых выражений, для удобства восприятия опущены. Расчетная область обшивки [1] представлена на рис. 3.

По найденным в результате решения системы уравнений (1) перемещениям u и v определяются действующие в обшивке напряжения σ_x , σ_y и τ_{xy} . Для определения критических напряжений местной потери устойчивости удобно перейти от рассмотрения плоского напряженного состояния, определяемого напряжениями σ_x , σ_y и τ_{xy} , к главным напряжениям σ_ξ и σ_η , определяемым по формулам [15]

$$\sigma_{\xi,\eta} = \frac{1}{2}(\sigma_x - \sigma_y) \mp \sqrt{\frac{1}{4}(\sigma_x - \sigma_y)^2 + \tau_{xy}^2}.$$

Ориентация главных напряжений относительно системы координат Oxy определяется поворотом исходной на угол:

$$\varphi = \frac{1}{2} \arctg \left(\frac{2\tau_{xy}}{\sigma_x - \sigma_y} \right).$$

Тогда в рассматриваемой задаче на каждую пластинку действуют распределенные по ее краям сжимающие усилия $N_\xi = \delta \cdot \sigma_\xi$ и растягивающие усилия $N_\eta = \delta \cdot \sigma_\eta$.

Таким образом, уравнение местной потери устойчивости (18) примет вид

$$\begin{aligned} \frac{\delta^3}{12} \left[e_{11} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^4} + e_{22} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \eta^4} + (2e_{12} + 4e_{33}) \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^2 \partial \eta^2} + 4e_{13} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^3 \partial \eta} + 4e_{23} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi \partial \eta^3} \right] = \\ = -\alpha w - N_\xi \frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2} + N_\eta \frac{\partial^2 w}{\partial \eta^2}. \end{aligned} \quad (19)$$

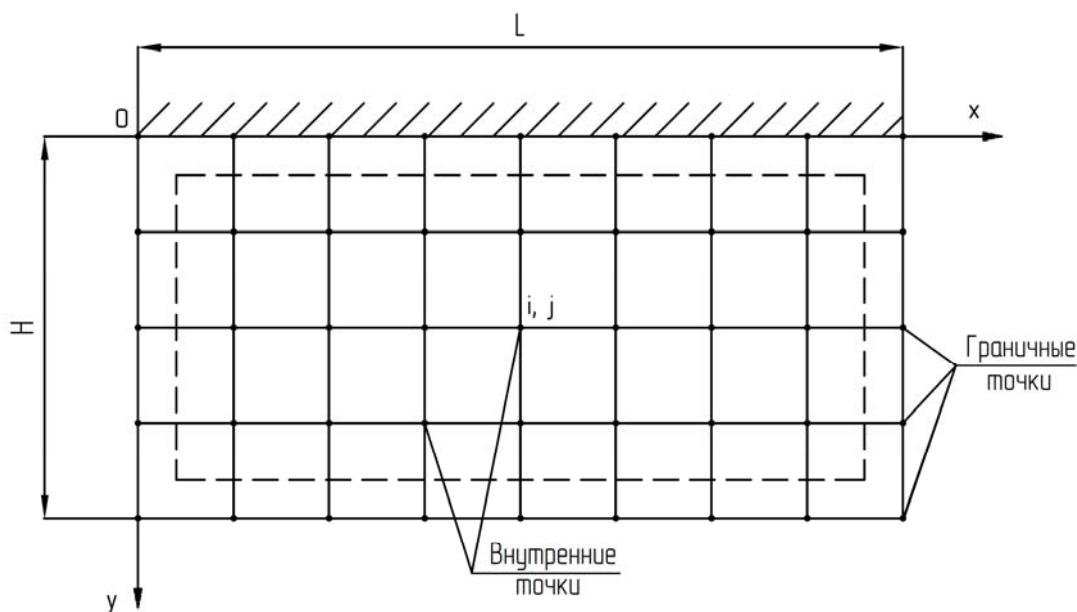


Рис. 3. Расчетная область обшивки хвостового отсека
Fig. 3. Computational domain of the tail section skin

Для определения критических напряжений из уравнения (19) используем метод Бубнова – Галеркина [16]. Функция прогибов пластины должна удовлетворять граничным условиям жесткого защемления по контуру. В качестве аппроксимирующих функций w могут применяться простые ортогональные [17] и неортогональные полиномы [18, 19] или тригонометрические ряды [20]. Зададим функцию прогибов w в виде

$$w = Aw_{mn} = A \left(1 - \cos\left(\frac{2m\pi\xi}{l}\right) \right) \left(1 - \cos\left(\frac{2n\pi\eta}{h}\right) \right), \quad (20)$$

где m и n – числа полуволн косинусов в направлениях ξ и η соответственно при потере устойчивости ($m = 1, 2, 3, \dots$; $n = 1, 2, 3, \dots$); A – произвольная постоянная.

Тогда в соответствии с методом Бубнова – Галеркина должно выполняться равенство

$$\int_0^l \int_0^h A \frac{\delta^3}{12} \left[e_{11} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^4} + e_{22} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \eta^4} + (2e_{12} + 4e_{33}) \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^2 \partial \eta^2} + \right. \\ \left. + 4e_{13} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi^3 \partial \eta} + 4e_{23} \cdot \frac{\partial^4 w}{\partial \xi \partial \eta^3} + \alpha w + N_\xi \frac{\partial^2 w}{\partial \xi^2} - N_\eta \frac{\partial^2 w}{\partial \eta^2} \right] w_{mn} d\xi d\eta = 0. \quad (21)$$

Подставив в уравнение (21) функцию прогибов в виде (20), получим равенство

$$-\frac{A}{16h^3 l^3 \pi^2 mn} \left[-192\pi^6 h^4 m^5 n e_{11} - 128\pi^6 h^2 l^2 m^3 n^3 e_{12} - 192\pi^6 l^4 m n^5 e_{22} - \right. \\ \left. - 256\pi^6 h^2 l^2 m^3 n^3 e_{33} + 48\pi^4 h^4 l^2 m^3 n N_\xi - 48\pi^4 h^2 l^4 m n^3 N_\eta - 36\pi^2 h^4 l^4 m n \alpha \right] = 0. \quad (22)$$

Для существования отличных от нуля решений выражение, стоящее в квадратных скобках (22), должно обращаться в нуль. Это условие приводит к уравнению для оценки критического сжимающего усилия:

$$N_{\xi} = \frac{1}{12\pi^2 h^4 l^2 m^2} \left[\pi^4 (48h^4 m^4 e_{11} + 64h^2 l^2 m^2 n^2 (e_{33} + e_{12}/2) + 48l^4 n^4 e_{22}) + 12\pi^2 h^2 l^4 n^2 N_{\eta} + 9h^4 l^4 \alpha \right]. \quad (23)$$

Задаваясь различными целыми значениями m и n , при известной величине N_{η} , имеем множество значений N_{ξ} , удовлетворяющих равенству (23). В качестве критического будем рассматривать наименьшее усилие N_{ξ} , при котором все еще возможно равновесие пластины в искривленном состоянии. Из рассмотрения (23) видно, что минимум N_{ξ} достигается в случае $n = 1$. Это означает, что при потере устойчивости в направлении η всегда будет образовываться одна полуволна. Тогда уравнение (23) можно представить в виде

$$N_{\xi} = \frac{1}{12\pi^2 h^4 l^2 m^2} \left[\pi^4 (48h^4 m^4 e_{11} + 64h^2 l^2 m^2 (e_{33} + e_{12}/2) + 48l^4 e_{22}) + 12\pi^2 h^2 l^4 N_{\eta} + 9h^4 l^4 \alpha \right]. \quad (24)$$

Минимальное значение усилия (24) определим из условия

$$\frac{dN_{\xi}}{dm} = \frac{\pi^2 [192h^4 m^3 e_{11} + 128h^2 l^2 m (e_{33} + e_{12}/2)]}{12h^4 l^2 m^2} - \frac{\pi^4 [48h^4 m^4 e_{11} + 64h^2 l^2 m^2 (e_{33} + e_{12}/2) + 48l^4 e_{22}] + 12\pi^2 h^2 l^4 N_{\eta} + 9h^4 l^4 \alpha}{6\pi^2 h^4 l^2 m^3} = 0,$$

которое приводит к значению

$$m = \frac{l}{2\pi h e_{11}} \sqrt[4]{e_{11}^3 (4\pi^2 h^2 N_{\eta} + 16\pi^4 e_{22} + 3h^4 \alpha)}. \quad (25)$$

Подставив (25) в (24), а также учитывая, что $N_{\xi} = \delta \cdot \sigma_{\xi}$, а $N_{\eta} = \delta \cdot \sigma_{\eta}$, получим окончательное выражение для расчета критического напряжения в обшивке:

$$\sigma_{\xi_{кр}} = \frac{e_{11}^2}{3\delta h^2 \sqrt{e_{11}^3 (4\pi^2 h^2 \sigma_{\eta} / \delta + 16\pi^4 e_{22} + 3h^4 \alpha)}} \left[3(4\pi^2 h^2 \sigma_{\eta} / \delta + 16\pi^4 e_{22} + 3h^4 \alpha) + 8\pi^2 (2e_{33} + e_{12}) \sqrt{e_{11}^3 (4\pi^2 h^2 \sigma_{\eta} / \delta + 16\pi^4 e_{22} + 3h^4 \alpha)} / e_{11}^2 + 48e_{22} + 12\pi^2 h^2 l^4 \sigma_{\eta} / \delta + 9h^4 l^4 \alpha \right]. \quad (26)$$

По сложившейся практике [15], если второе главное напряжение σ_{η} растягивающее, то оно обычно игнорируется, в этом случае из (26) имеем

$$\sigma_{\xi_{кр}} = \frac{e_{11}^2}{3\delta h^2 \sqrt{e_{11}^3 (16\pi^4 e_{22} + 3h^4 \alpha)}} \left[3(16\pi^4 e_{22} + 3h^4 \alpha) + 8\pi^2 (2e_{33} + e_{12}) \sqrt{e_{11}^3 (16\pi^4 e_{22} + 3h^4 \alpha)} / e_{11}^2 + 48e_{22} + 9h^4 l^4 \alpha \right]. \quad (27)$$

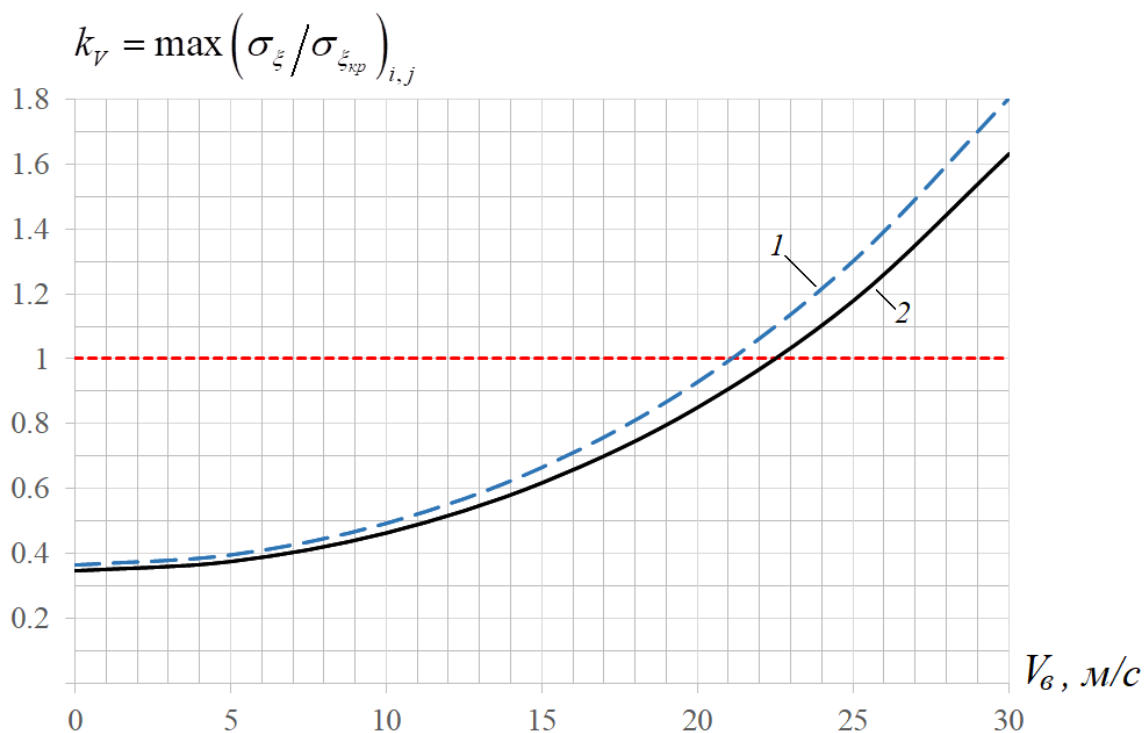


Рис. 4. Зависимость коэффициента запаса от скорости ветра: 1 – $\sigma_{\eta} = 0$; 2 – $\sigma_{\eta} \neq 0$

Fig. 4. Dependence of the reserve coefficient on wind speed: 1 – $\sigma_{\eta} = 0$; 2 – $\sigma_{\eta} \neq 0$

Результаты численных расчетов

Далее представлены результаты вычислений коэффициентов запаса устойчивости k_V , выполненных с использованием полученных выражений (26) и (27) для расчета критических напряжений $\sigma_{\xi_{кр}}$ местной потери устойчивости обшивки хвостового отсека лопасти при действии различных скоростей ветра V_{∞} при угле атаки -10° и угле скольжения 0° , при постоянных величинах шагов разбиения расчетной области обшивки вдоль оси Ox и оси Oy , то есть при $l_i = l$ и $h_j = h$. Данные условия ветрового нагружения использованы для иллюстрации расчетов по определению предельных скоростей ветра из условия местной потери устойчивости обшивки и не являются критическими. Методика выбора критического направления обдува изложена в статье [7].

Напряжения в лонжероне лопасти, нагружаемой ветровым потоком, определены по методу [7]. Расчет критических напряжений

местной потери устойчивости $\sigma_{\xi_{кр}}$ и соответствующих им коэффициентов запаса k_V выполнен, как показано в [1], для наиболее нагруженного хвостового отсека модельной лопасти вертолета типа Ми-38, расположенного на удалении 5,45–5,85 м. Это позволяет установить предельную скорость ветра для лопасти, соответствующую началу возникновения местной потери устойчивости обшивки. Поскольку растягивающие напряжения σ_{η} имеют отличные значения в различных точках обшивки, то расчет ее устойчивости удобно вести, используя коэффициент запаса k_V , определяемый максимумом отношения сжимающих напряжений σ_{ξ} и критических напряжений $\sigma_{\xi_{кр}}$ для расчетной области обшивки, то есть $k_V = \max \left(\sigma_{\xi} / \sigma_{\xi_{кр}} \right)_{i,j}$. Зависимость коэффициента запаса k_V , характеризующая момент возникновения местной потери устойчивости для наиболее нагруженной обшивки хвостового отсека ЛНВ, от скорости ветра V_{∞} приведена на рис. 4.

Необходимо отметить, что число полу-волн m , вычисляемое по формуле (25), должно иметь целое значение. Это достигается за счет подбора величин шагов разбиения расчетной области вдоль оси Ox и оси Oy , то есть l и h .

Комбинация сжимающих продольных напряжений σ_x , а также растягивающих и касательных напряжений σ_y и τ_{xy} соответственно, как следует из сопоставления зависимостей, приведенных на рис. 4, при предельных скоростях ветра может приводить к появлению зоны местной потери устойчивости обшивки расположенной вдоль задней стенки лонжерона. При этом расчет при $\sigma_\eta = 0$ дает более консервативную оценку. Из рис. 4 также следует, что предельная скорость ветра для заданного направления действия ветра имеет значение, равное 21,1 м/с при $\sigma_\eta = 0$ и 22,5 м/с при $\sigma_\eta \neq 0$, что несколько меньше полученной в [1] предельной скорости 26 м/с по условию прочности обшивок от действия растягивающих напряжений.

Заключение

Установленная для рассматриваемой лопасти несущего винта предельная скорость ветра 22,5 м/с по условию начала местной потери устойчивости обшивок хвостовых отсеков оказалась меньше предельной скоростью ветра 26 м/с, вычисленной по условию прочности обшивок от действия растягивающих напряжений. При этом с практической точки зрения это не означает, что по данному критерию необходимо ограничивать допустимую в эксплуатации скорость ветра значением 22,5 м/с, поскольку данное значение может быть увеличено как за счет введения допуска на площадь отслоения обшивки от заполнителя, так и за счет допущения о возможности ремонта или замены поврежденного хвостового отсека в эксплуатации вертолета.

Исходя из этого, процесс выбора параметров хвостовых отсеков ЛНВ должен включать оба расчетных случая ветрового нагружения, а именно расчеты на статическую

прочность и устойчивость обшивок, по результатам которых должна быть определена предельно допустимая в эксплуатации скорость ветра как наименьшая из полученных по разным критериям.

Список литературы

1. **Каргаев М.В., Савина Д.Б.** Метод расчета напряжений в обшивке хвостовых отсеков невращающихся лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 3. С. 17–25.
2. **Johnson W.** Rotorcraft aeromechanics. NY: Cambridge University Press, 2013. 944 p.
3. **Richard L.B.** Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity. Washington, AIAA, DC, 2005. 584 p.
4. **Орешко Е.И.** Обзор критериев прочности материалов / Е.И. Орешко, В.С. Ерасов, А.В. Гриневиц, П.В. Шершак // Труды ВИАМ. 2019. № 9 (81). С. 108–126. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-9-108-126
5. **Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударков Ю.И.** Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. М.: Физматлит, 2013. 272 с.
6. **Смердов А.А.** Возможности повышения местной устойчивости подкрепленных и интегральных композитных конструкций // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2014. № 10 (655). С. 70–79.
7. **Каргаев М.В.** Расчет напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при статическом воздействии ветра // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 2. С. 34–42.
8. **Дудник В.В.** Конструкция вертолетов. Ростов н/Д: Издательский дом ИУИ АП, 2005. 158 с.
9. **Савельев Л.М.** Устойчивость конструкций: конспект лекций. Самара: СГАУ, 2013. 77 с.
10. **Ефимов В.В.** Динамика и прочность авиационных конструкций. Часть 1: учеб. пособие. М.: МГТУ ГА, 2013. 72 с.

11. Лехницкий С.Г. Теория упругости анизотропного тела. 2-е изд. М.: Наука, 1977. 416 с.

12. Ашкенази Е.К., Ганов Э.В. Анизотропия конструкционных материалов: справочник. 2-е изд., перераб. и доп. Л.: Машиностроение, 1980. 248 с.

13. Гарифуллин М.Ф., Казаков И.А., Киреев В.А. Анализ устойчивости тонких композитных пластин при различных вариантах граничных условий // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. 55, № 4. С. 83–94.

14. Мазо А.Б. Вычислительная гидродинамика. Часть 1. Математические модели, сетки и сеточные схемы: учеб. пособие. Казань: Казан. ун-т, 2018. 165 с.

15. Муйземнек А.Ю., Карташова Е.Д. Механика деформирования и разрушения полимерных слоистых композиционных материалов: учеб. пособие. Пенза: Изд-во ПГУ, 2017. 56 с.

16. Колмогоров Г.Л., Мельникова Т.Е., Азина Е.О. Применение метода Бубнова-Галеркина для оценки устойчивости анизотропных пластин // Строительная механика инженерных конструкций и сооружений. 2017. № 4. С. 29–33. DOI: 10.22363/1815-5235-2017-4-29-33

17. Moreno-Garcia P., Araujo dos Santos J.V., Lopes H. A review and study on Ritz method admissible functions with emphasis on buckling and free vibration of isotropic and anisotropic beams and plates // Archives of Computational Methods in Engineering. 2017. Vol. 25. Pp. 785–815. DOI: 10.1007/s11831-017-9214-7

18. Гарифуллин М.Ф., Казаков И.А., Киреев В.А. Приближенный метод анализа устойчивости композитных пластин с мало-размерными вырезами // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. 55, № 5. С. 81–89.

19. Bao S.Y., Cao J.R. Elastic buckling analysis of rectangular plates with arbitrary elastic boundary conditions // Chinese Journal of Ship Research. 2020. Vol. 15, no. 6. Pp. 162–169. DOI: 10.19693/j.issn.1673-3185.01808

20. Lampros P., Christos K. Shear buckling of rectangular plates with two concentric layups // Journal of Reinforced Plastics and

Composites. 2004. Vol. 23, no. 1. Pp. 5–16. DOI: 10.1177/0731684404028698

References

1. Kargaev, M.V., Savina, D.B. (2023). Stresses computation method in the skin of non-rotating main rotor blades tail sections under the impact of the wind at the helicopter parking lot. *Aerospace MAI Journal*, vol. 30, no. 3, pp. 17–25. (in Russian)

2. Johnson, W. (2013). Rotorcraft aeromechanics. NY, Cambridge University Press, 2013. 944 p.

3. Richard L.B. (2005). Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity. Washington, AIAA, DC, 584 p.

4. Oreshko, E.I., Erasov, V.S., Grinevich, A.V., Shershak, P.V. (2019). Review of criteria of durability of materials. *Proceedings of VIAM*, no. 9 (81), pp. 108–126. DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-9-108-126 (in Russian)

5. Grishin, V.I., Dzyuba, A.S., Dudarkov, Yu.I. (2013). Strength and stability of elements and joints of aircraft composite structures. Moscow: Fizmatlit, 272 p. (in Russian)

6. Smerdov, A.A. (2014). Possibilities of improving the local stability of stiffened and integral composite structures. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroeniye*, no. 10 (655), pp. 70–79. (in Russian)

7. Kargaev, M.V. (2019). Stresses computing in the main rotor blade based on the nonlinear loading model under static wind impact. *Aerospace MAI Journal*, vol. 26, no. 2, pp. 34–42. (in Russian)

8. Dudnik, V.V. (2005). Helicopter design. Rostov-on-Don: Izdatelskiy dom IUI AP, 158 p. (in Russian)

9. Savelyev, L.M. (2013). Stability of structures: lecture notes. Samara: SGAU. 77 p. (in Russian)

10. Efimov, V.V. (2013). Dynamics and strength of aircraft structures. Part 1: Tutorial. Moscow: MGTU GA, 72 p. (in Russian)

11. **Lekhnitsky, S.G.** (1977). Theory of elasticity of an anisotropic body. 2nd ed. Moscow: Nauka, 416 p. (in Russian)

12. **Ashkenazi, E.K., Ganov, E.V.** (1980). Anisotropy of structural materials: reference book. 2nd ed., revised and expanded edition. Leningrad: Mashinostroeniye, 248 p. (in Russian)

13. **Garifullin, M.F., Kazakov, I.A., Kireev, V.A.** (2024). Buckling analysis of thin composite plates with different boundary conditions. *Uchenye zapiski TSAGI*, vol. 55, no. 4, pp. 83–94. (in Russian)

14. **Mazo, A.B.** (2018). Computational hydrodynamics. Part 1. Mathematical models, grids and grid schemes: Tutorial. Kazan: Kazanskiy universitet, 165 p. (in Russian)

15. **Muizemnek, A.Yu., Kartashova, E.D.** (2017). Mechanics of deformation and destruction of polymer layered composite materials: Tutorial. Penza: PGU, 56 p. (in Russian)

16. **Kolmogorov, G.L., Melnikova, T.E., Azina, E.O.** (2017). Application of the Bubnov-Galerkin method for stability assessment of anisotropic plates. *Structural mechanics of engineering constructions and buildings*, no. 4, pp. 29–32.

DOI: 10.22363/1815-5235-2017-4-29-33
(in Russian)

17. **Moreno-Garcia, P., Araujo dos Santos, J.V., Lopes, H.** (2017). A review and study on Ritz method admissible functions with emphasis on buckling and free vibration of isotropic and anisotropic beams and plates. *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 25, pp. 785–815. DOI: 10.1007/s11831-017-9214-7

18. **Garifullin, M.F., Kazakov, I.A., Kireev, V.A.** (2024). An approximate method for buckling analysis of composite plates with small-sized cutouts. *Uchenye zapiski TSAGI*, vol. 55, no. 5, pp. 81–89. (in Russian)

19. **Bao, S.Y., Cao, J.R.** (2020). Elastic buckling analysis of rectangular plates with arbitrary elastic boundary conditions. *Chinese Journal of Ship Research*, vol. 15, no. 6, pp. 162–169. DOI: 10.19693/j.issn.1673-3185.01808

20. **Lampros, P., Christos, K.** Shear buckling of rectangular plates with two concentric layups. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 23, no. 1, pp. 5–16. DOI: 10.1177/0731684404028698

Сведения об авторе

Каргаев Максим Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национального исследовательского университета), руководитель группы Национального центра вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова, kargaev_mv@mail.ru.

Information about the author

Maksim V. Kargaev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), Head of Group, JSC National Helicopter Center Mil&Kamov, kargaev_mv@mail.ru.

Поступила в редакцию 09.04.2025
Одобрена после рецензирования 21.05.2025
Принята в печать 25.09.2025

Received 09.04.2025
Approved after reviewing 21.05.2025
Accepted for publication 25.09.2025

УДК 621.452.3

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-76-89

Расчетно-экспериментальная методика исследования лобового стекла самолета на птицестойкость

А.Р. Лепешкин¹, К.М. Аунг¹

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

Аннотация: Конструкция лобового стекла играет важную роль в изучении проблемы птицестойкости остекления, поэтому большое внимание при исследованиях уделяется не только разработке конечно-элементных моделей остекления и птицы, но и анализу различных геометрий и материалов. В результате удара в соответствии с международными сертификационными стандартами лобовое стекло должно не только выдерживать удар проникновения птицы, но и не допускать полной фрагментации всех прозрачных материалов, обеспечивать приемлемую видимость для безопасного продолжения полета и посадки. Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре лобового стекла (одной панели) самолета в пакете программ LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH-метод для учета параметров птицы. Стекло в расчетной модели рассматривается как упругопластичный хрупкий материал, в то время как полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв. В качестве модели птицы выбран цилиндр. В соответствии с требованиями отказобезопасности лобовое стекло является многослойным. Получены результаты численного моделирования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния лобового стекла, которые подтверждают способность стекла выдерживать удар птицы с учетом своих свойств материала и геометрических характеристик (малые углы удара и двойная кривизна), что позволяет птице скользить вдоль лобового стекла и тем самым снизить передающуюся ему кинетическую энергию. По результатам расчетного моделирования лобовое стекло выдержало удар птицы. Кроме того, получены результаты расчетных исследований, которые позволили оценить влияние углов удара птиц разной массы на напряжения поверхности лобового стекла, а также угла наклона лобового стекла при оценке птицестойкости, что можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла. Результаты исследований и испытаний лобового стекла самолета на птицестойкость с применением предложенной методики с пневматической пушкой подтвердили результаты расчетного моделирования.

Ключевые слова: методика, конечно-элементное моделирование, модель птицы, напряженно-деформированное состояние лобового стекла, птицестойкость, пневматическая пушка, угол удара.

Для цитирования: Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Расчетно-экспериментальная методика исследования лобового стекла самолета на птицестойкость // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 5. С. 76–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-76-89

Calculation and experimental methodology for studying the aircraft windshield for bird strike resistance

A.R. Lepeshkin¹, K.M. Aung¹

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

Abstract: The windshield design plays an important role in studying the problem of bird strike resistance of glazing, therefore the researchers pay much attention not only to the development of finite element models of glazing and the bird, but also to the analysis of various geometries and materials. As a result of the impact, in accordance with the international certification standards, the windshield must not only withstand the bird strike, but also prevent complete fragmentation of all transparent materials, provide acceptable visibility for safe flight continuation and landing. A technique for computational modeling of the dynamic process of a bird strike on the full structure of the aircraft windshield (one panel) in the LS DYNA software package

has been developed. In the computational modeling technique of bird strike resistance of glazing, the SPH method is used to take into account the bird parameters. In the computational model glass is considered as an elastic-plastic brittle material, while the polymer interlayer behaves as a viscous medium providing high deformation before destruction and good tensile strength. A cylinder is selected as a bird model. In accordance with the requirements of the fail-safe performance, the windshield is multilayered. The results of computational modeling of the impact dynamic process and the stress-strain state of the windshield were obtained, which confirm the ability of the glass to withstand a bird strike, taking into account its material properties and geometric characteristics (small impact angles and double curvature), which allows the bird to slide along the windshield and thereby reduce the kinetic energy transferred to it. According to the results of the computational modeling, the windshield withstood the bird strike. In addition, the results of computational studies were obtained, which made it possible to estimate the effect of the bird strike angles, where the birds were of different masses, on the stresses of the windshield surface, as well as the angle of the windshield inclination when assessing bird strike resistance, which can be used when designing the windshield structure. The results of the research and tests of the aircraft windshield for bird strike resistance using the proposed methodology with a pneumatic gun confirmed the results of the computational modeling.

Key words: methodology, finite element modeling, bird model, stress-strain state of windshield, bird strike resistance, pneumatic gun, impact angle.

For citation: Lepeshkin, A.R., Aung, K.M. (2025). Calculation and experimental methodology for studying the aircraft windshield for bird strike resistance. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 28, no. 5, pp. 76–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-5-76-89

Введение

Повреждения элементов авиационной техники при столкновениях с птицами существенно снижают уровень безопасности полетов в гражданской и транспортной авиации, приводят к росту числа аварий и катастроф, увеличению затрат на эксплуатацию, связанных с необходимостью выполнения восстановительного ремонта поврежденного летательного аппарата. Проведен анализ столкновений авиационной техники с птицами в условиях эксплуатации. Для элементов авиалайнера, на которые чаще всего приходятся удары, 45–50 % – это попадания в двигатель, до 25 % приходится на попадания в крыло, 7 % – попадания в лобовое стекло (кабину пилотов), остальное – повреждения фюзеляжа, стоек шасси, носового обтекателя и хвостового оперения [1–7].

Конструкция лобового стекла играет важную роль в изучении проблемы птицестойкости остекления, поэтому большое внимание при исследованиях уделяется не только разработке конечно-элементных моделей остекления и птицы, но и анализу различных геометрий и материалов [8–20]. В результате удара в соответствии с международными сертификационными стандартами лобовое стекло должно не только выдерживать удар проникновения птицы, но и не допускать полной фрагментации всех прозрачных материалов,

обеспечивать приемлемую видимость для безопасного продолжения полета и посадки. Эти стандарты играют решающую роль в случае, если лобовое стекло состоит только из двух панелей, потому что удар по одной стороне может привести к выходу из строя другой панели, или удар по контрбалке, которая разделяет две панели, может привести к фрагментации обоих материалов панелей остекления одновременно с последующей потерей видимости.

Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре лобового стекла (одной панели) самолета в пакете программ LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH-метод гидродинамики сглаженных частиц для учета параметров птицы [16]. Стекло в расчетной модели рассматривается как упругопластичный хрупкий материал, в то время как полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв. В расчетном моделировании, согласно сертификационным требованиям, использовалась птица с заданной массой и требуемой скоростью удара. В качестве модели птицы выбран цилиндр с полусферами. В соответствии с требованиями отказобезопасности лобовое стекло является многослойным и состоит из трех силикатных слоев

и двух слоев полимерной пленки. При ударе в такое стекло и его разрушении осколки остаются соединенными с полимерными прослойками. Получены результаты численного моделирования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния (НДС) лобового стекла. Анализ НДС лобового стекла показал, что максимальные напряжения наблюдаются в первые моменты времени ударного динамического процесса. Результаты, полученные путем численного моделирования указанного динамического процесса, подтверждают способность стекла выдерживать удар птицы с учетом своих свойств материала и геометрических характеристик (малые углы удара и двойная кривизна), что позволяет птице скользить вдоль лобового стекла и тем самым снизить передающуюся ему кинетическую энергию. Также получены результаты расчетных исследований, которые позволили оценить влияние углов удара птиц разной массы на напряжения поверхности лобового стекла, а также угла наклона лобового стекла при оценке птицестойкости, что можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла. По результатам расчетного моделирования лобовое стекло выдержало удар птицы.

Результаты испытаний лобового стекла самолета на птицестойкость на специальном стенде с пневматической пушкой с указанными выше параметрами массы и скорости птицы подтвердили результаты расчетного моделирования. После проведенных испытаний повреждений лобового стекла не обнаружено. Расчетное моделирование также позволило расширить полученную информацию об указанном ударном динамическом процессе при испытаниях лобового стекла самолета на птицестойкость.

Расчетная методика исследований лобового стекла на птицестойкость и результаты исследований

Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре лобового стекла (од-

ной панели) самолета в пакете программ ANSYS LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH-метод сглаженных частиц для учета параметров птицы. Стекло в расчетной модели рассматривается как упруго-пластичный хрупкий материал, в то время как полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв. В расчетном моделировании согласно сертификационным требованиям использовалась птица массой 1,8 кг при скорости удара 158 м/с. В качестве модели птицы выбран цилиндр с полусферами. В соответствии с требованиями отказобезопасности лобовое стекло является многослойным и состоит из нескольких силикатных слоев и слоев полимерной пленки. При ударе в такое стекло и его разрушении осколки остаются соединенными с полимерными прослойками. Стекло рассматривается как упругопластический материал с очень коротким пластическим участком кривой типичного хрупкого материала. Полимерный материал, расположенный между слоями стекла, ведет себя как вязкоупругая прослойка. Этот тип материала демонстрирует хорошие характеристики прочности и прозрачности, обеспечивая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв.

В расчетной конечно-элементной модели многослойной панели лобового стекла каждый слой моделируется сплошными восьмиузловыми элементами с учетом кривизны лобового стекла. Используются стандартные литературные характеристики полимерного материала.

Ниже приводятся результаты численного исследования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния лобового стекла. Пакет лобового стекла состоит из трех слоев силикатного стекла и двух слоев (прослоек) полимерного материала. С использованием комплекса программы конечных элементов ANSYS LS-DYNA было выполнено численное моделирование, чтобы оценить способность конструкции лобового стекла безопасно и эф-

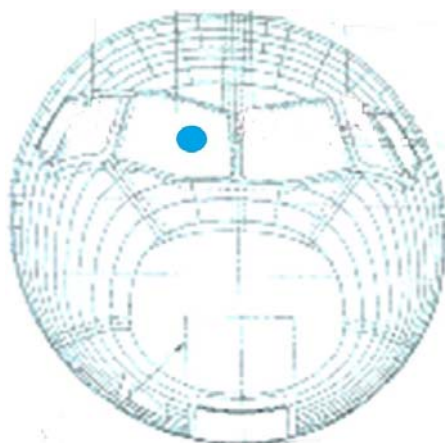


Рис. 1. Положение точки удара птицы по панели лобового стекла кабины самолета
Fig. 1. Position of a bird strike point on the aircraft cockpit windshield panel

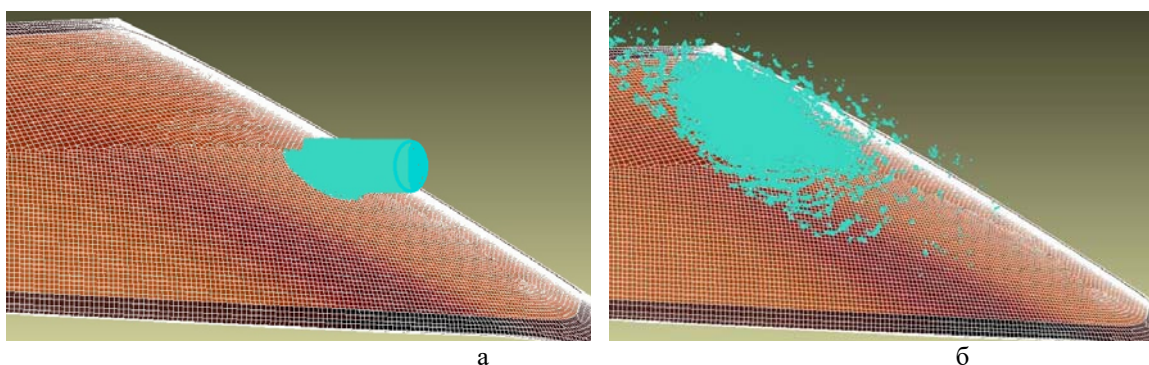


Рис. 2. Лобовое стекло и положение птицы в моменты времени: $a - \tau = 1 \text{ ms}$; $b - \tau = 5 \text{ ms}$
Fig. 2. Windshield and position of a bird at times: $a - \tau = 1 \text{ ms}$; $b - \tau = 5 \text{ ms}$

эффективно поглощать энергию удара птицы в соответствии со спецификациями сертификации стандартов EASA и др.

Как уже упоминалось, для моделирования птицы используется подход SPH. Модель птицы имеет плотность 950 кг/м^3 и пористость 10 %, то есть состоит из 90 % воды и 10 % воздуха. Она ударяется о лобовое стекло со скоростью 158 м/с, как того требуют международные стандарты сертификации.

С учетом выбранного метода моделирования для птицы применялась идеализация гидродинамического материала. В частности, были использованы определяющее соотношение напряжения и деформации материала и уравнение состояния для зависимости давления от объема.

На рис. 1 показано положение точки удара птицы по панели лобового стекла кабины самолета.

Окантовка лобового стекла распределена по всему периметру. Такое граничное условие было смоделировано путем фиксации каждой поступательной и вращательной степени свободы окружающего контура (зажатое состояние). На рис. 2 показана конечно-элементная модель панели лобового стекла и положение птицы в начале процесса удара, $\tau = 1 \text{ ms}$ (рис. 2, а) и в процессе удара, $\tau = 5 \text{ ms}$ (рис. 2, б).

На рис. 3–5 показаны результаты расчета напряженно-деформированного состояния в точке удара птицы (рис. 1) по панели лобового стекла: распределение напряжений в момент времени $\tau = 1,5 \text{ ms}$ (рис. 3), изменение перемещений (рис. 4) и напряжений (рис. 5) в наружном и среднем слое силикатного стекла.

Результаты расчета изменения кинетической энергии птицы при соударении с лобовым стеклом представлены на рис. 6.

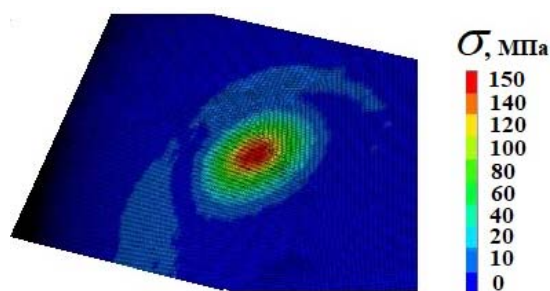


Рис. 3. Распределение напряжений в точке удара птицы на поверхности лобового стекла
Fig. 3. Stress distribution at the point of a bird strike on the windshield surface

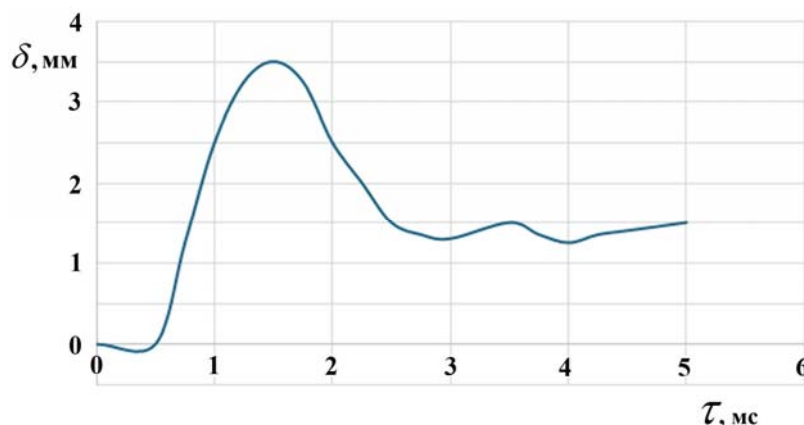


Рис. 4. Изменение перемещений в лобовом стекле в зависимости от времени
Fig. 4. Change in the windshield displacements depending on time

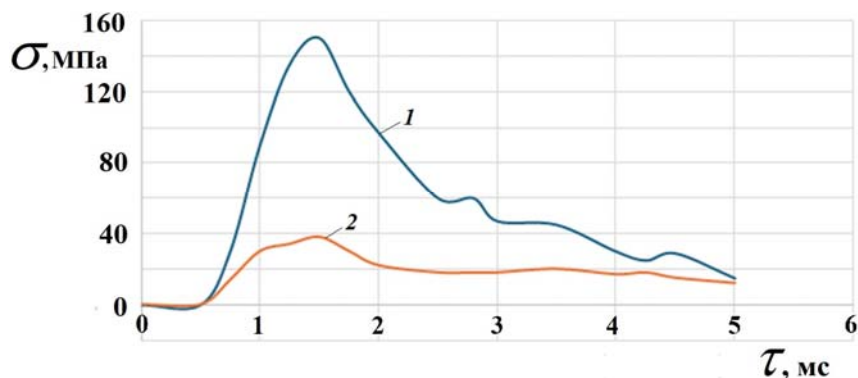


Рис. 5. Изменение напряжений лобового стекла в зависимости от времени:
1 – наружный слой силикатного стекла; 2 – средний слой силикатного стекла

Fig. 5. Change in windshield stresses depending on time:
1 – outer layer of silicate glass; 2 – middle layer of silicate glass

Результаты экспериментальных исследований лобового стекла самолета на птицестойкость на специальном стенде с пневматической пушкой с указанными выше параметрами массы и скорости птицы подтвердили результаты расчетного моделирования. После проведен-

ных испытаний повреждений лобового стекла не обнаружено. Расчетное моделирование также позволило расширить полученную информацию об указанном ударном динамическом процессе при испытаниях лобового стекла самолета на птицестойкость.

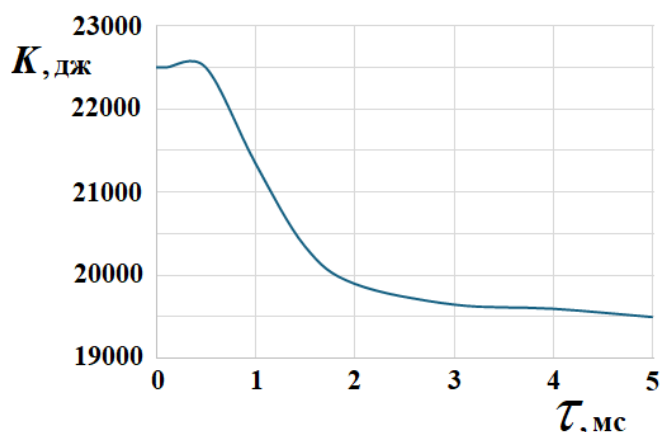


Рис. 6. Изменение кинетической энергии лобового стекла в зависимости от времени
Fig. 6. Change in kinetic energy of the windshield depending on time

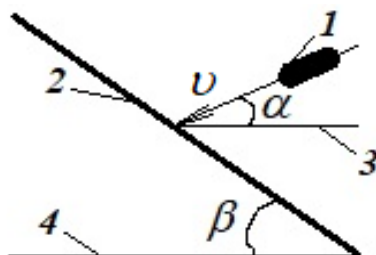


Рис. 7. Схема положения лобового стекла и вектора скорости птицы при ее ударе по лобовому стеклу:
1 – птица, *2* – поверхность лобового стекла, *3*, *4* – горизонтальная плоскость, v – скорость птицы *1*, α – угол между вектором скорости v птицы *1* и горизонтальной плоскостью *3*, β – угол между поверхностью лобового стекла *2* и горизонтальной плоскостью *4*

Fig. 7. Scheme of the windshield position and the bird's velocity vector during the bird strike:
1 – bird, *2* – windshield surface, *3* – horizontal plane, *4* – horizontal plane, v – velocity of bird *1*, α – angle between the velocity vector v of bird *1* and horizontal plane *3*, β – angle between windshield surface *2* and horizontal plane *4*

Энергия, передаваемая изогнутой панели во время удара, сильно зависит от угла удара, и для того, чтобы спроектировать конструкцию, способную безопасно поглощать энергию удара, возникающую во время удара птицы, предпочтительно иметь конструкцию лобового стекла с меньшим углом его наклона, например 30 или 45°. Это справедливо для всех конфигураций кривизны лобового стекла и для каждой компоновки. Численное моделирование дало интересный результат. Последняя временная диаграмма напоминает еще один ключевой аспект взаимодействия лобового стекла при столкновении с птицей. Фактически это показывает, что кинетическая энергия птицы в конце моделирования ударного динамического процесса остается

значительной в процентах от энергии до удара. В данном конкретном случае только 13 % энергии удара птицы передается лобовому стеклу, а большая часть рассеивается в других формах энергии, таких как тепло, упругость, энергия скольжения и так далее. В основном это является следствием угла удара птицы и двойной кривизны лобового стекла, что приводит к желаемым конструктивным параметрам, позволяющим избежать проникновения птицы и фрагментации стекла.

На рис. 7 показана схема расположения поверхности лобового стекла и вектора скорости птицы при ее ударе по лобовому стеклу.

Были проведены дополнительные расчеты и на рис. 8 получены кривые напряжений на поверхности лобового стекла в области удара

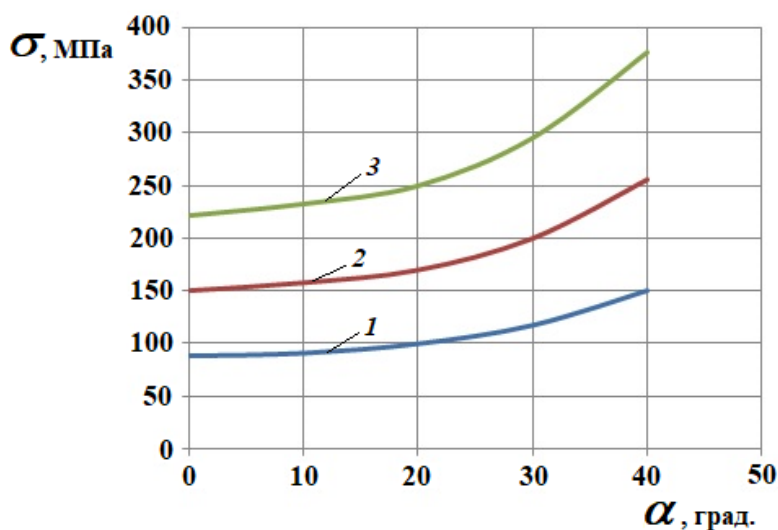


Рис. 8. Кривые напряжений на поверхности лобового стекла в области удара птицы со скоростью 158 м/с в зависимости от углов удара птиц с разной массой: 1 – 1,0 кг, 2 – 1,8 кг, 3 – 2,5 кг
Fig. 8. Stress curves on the windshield surface in the area of a bird strike at a speed of 158 m/s depending on the angles of strikes of birds with different masses: 1 – 1.0 kg, 2 – 1.8 kg, 3 – 2.5 kg

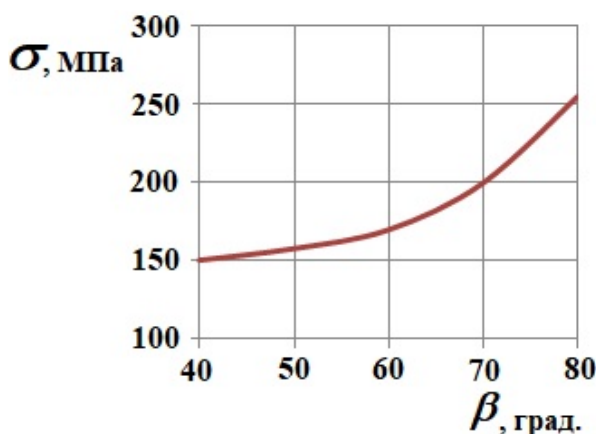


Рис. 9. Зависимость напряжения на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицей, летящей с горизонтальной скоростью
Fig. 9. Dependence of stress on the windshield surface on its angle of inclination when struck by a bird flying at horizontal speed

в зависимости от разных углов удара птиц с разными массами (1,0; 1,8 и 2,5 кг) по лобовому стеклу с одинаковой скоростью 158 м/с. Под углом удара птицы принят угол между вектором скорости движения птицы и горизонтальной плоскостью.

Анализ кривых напряжений на рис. 8 показывает, что с ростом угла удара птиц разной массы напряжения на поверхности лобового стекла возрастают, так как угол вектора скорости птицы приближается к углу нормали к по-

верхности лобового стекла. При этом указанные напряжения меньше предела прочности лобового стекла 380–390 МПа, что дополнительно подтверждает надежность лобового стекла для обеспечения безопасности полетов.

На основе расчетных исследований получена также зависимость (рис. 9) для определения напряжений на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицы массой 1,8 кг с горизонтальной скоростью 158 м/с по лобовому стеклу самолета.

Полученные результаты расчетов (рис. 8 и 9) можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла. При этом необходимо также учитывать, что напряжения на поверхности лобового стекла при ударе птицей, летящей с горизонтальной скоростью (рис. 9), начинают резко возрастать при увеличении угла его наклона после 60° .

Экспериментальная методика исследований лобового стекла на птицестойкость и результаты исследований

Опасность столкновения элементов корпуса самолета или газотурбинного двигателя с посторонними предметами (птицы, фрагменты льда, град, фрагменты двигателя самолета или шасси и др.) существенно влияют на безопасность полетов, в силу чего возникает необходимость экспериментальных исследований данных явлений в условиях, приближенных к реальным [1–7].

В соответствии с АП-25, CS-25, FAR-25 и АП-33 использована специальная исследовательская установка [1, 2] для испытаний элементов ЛА и узлов ГТД.

Пневматическая пушка, изображенная на рис. 10 и 11, представляет собой устройство для заброса птиц и других посторонних предметов в заданную точку объекта испытаний с соответствующей скоростью [1].

Ключевыми отличиями данной пневмопушки от зарубежных или отечественных аналогов является укороченная длина ствола, составляющая 5,6 метра против 10–25 метров у аналогичного оборудования, поэтому пушка достаточно мобильная и может использоваться на стендах по испытаниям элементов ЛА, двигательных стендах и на разгонных стендах. Кроме того, многочисленные испытания и экспериментальные исследования показали, что разработанная отечественная пневмопушка (рис. 10 и 11) имеет в среднем в 5 раз меньше разброс по скорости птицы (в зависимости от давления в ресивере и массы средних и крупных птиц), чем зарубежные пневмопушки [7].

Разработка первоначального проекта пневматической пушки была осуществлена под руководством профессора А.Р. Лепешкина в 2000 году, далее проект пушки (рис. 10) был усовершенствован (рис. 11), опубликован и защищен патентом РФ на изобретение в 2012 году [1]. Ресивер, выполненный концентрично на стволе пушки, повышает ее компактность и быстродействие при испытаниях, а также позволяет сократить время на подготовку к выстрелу [1, 2]. У разработанной пушки универсальный диапазон скоростей выстрела: от 20 до 300 м/с, повышенная надежность бесконтактного пневматического спускового механизма с предохранителем выстрела и механизмом закрытия ресивера до и после выстрела.

Предложена новая методика проведения экспериментальных исследований, которая заключается в следующем. Перед проведением экспериментов необходимо проверить подключение и работоспособность измерительных систем, системы видеосъемки, синхронизации. Осуществляют подготовку птицы для заброса, включающую рентгеновское исследование птицы на наличие инородных предметов. В случае если инородных предметов не обнаружено, ее подготавливают к забросу, упаковывают в тканевый мешочек, закладывают в гильзу и размещают в пушке.

Подготовку к выстрелу обеспечивают специальными механизмами. Установка снабжена предохранителем выстрела с механизмом, который закрывает ресивер во время выстрела для исключения возможности самопроизвольного выстрела и дозировки сжатого воздуха на один выстрел. Конструкция ресивера, выполненная концентрично со стволом пушки, обеспечивает сокращение времени на подготовку к испытаниям.

Выстрел производится оператором при помощи двух кнопок. При нажатии первой кнопки включаются системы сигнализации и измерений скорости птицы и скоростной съемки, срабатывает автоматика подачи сжатого воздуха. Высокоскоростные видеокамеры начинают видеозапись в момент подачи сигнала. Конструкция электропневмоклапана затвора автоматики позволяет сократить время на подготовку к выстрелу.

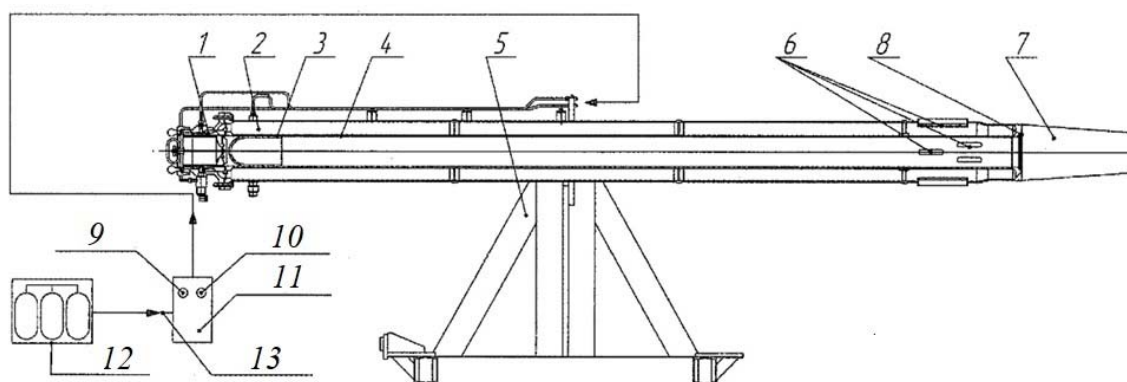


Рис. 10. Схема пневматической пушки: 1 – затвор, 2 – ресивер, 3 – пыж, 4 – ствол, 5 – лафет, 6 – разгрузочные окна, 7 – ловитель, 8 – фланец, 9, 10 – кнопки для подачи сжатого воздуха, 11 – колонка управления, 12 – баллоны сжатого воздуха, 13 – подача сжатого воздуха

Fig. 10. Scheme of a pneumatic gun: 1 – breech, 2 – receiver, 3 – wad, 4 – barrel, 5 – gun carriage, 6 – unloading windows, 7 – catcher, 8 – flange, 9, 10 – buttons for supplying compressed air, 11 – control column, 12 – compressed air cylinders, 13 – compressed air supply

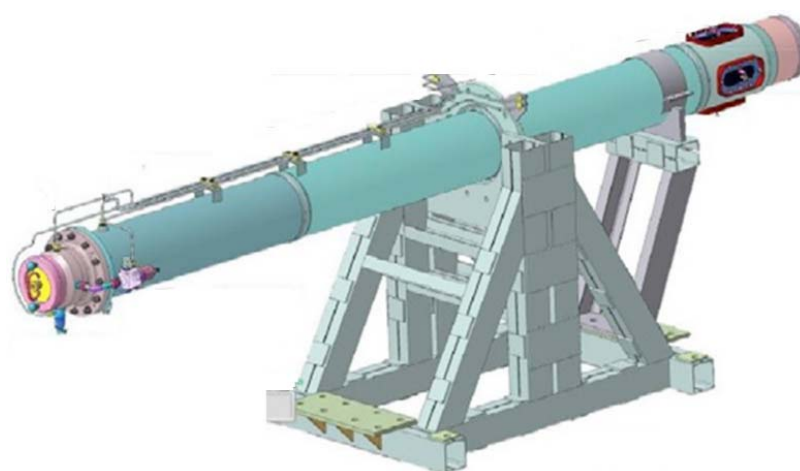


Рис. 11. Пневмопушка
Fig. 11. Pneumatic gun

При нажатии второй кнопки осуществляется подача воздуха в спусковой механизм и открывается затвор. От подачи воздуха обрывается леска, которая держит пыж с птицей. При воздействии потока воздуха пыж с птицей начинает резко увеличивать свою скорость в стволе. На выходе из ствола пыж останавливается в ловителе, а птица летит к объекту испытаний.

После заброса птицы и окончания испытаний проводят анализ последствий, в том числе оценку повреждений узлов и деталей авиационной техники.

Остекление кабины экипажа является ответственной частью самолета, принимающей на себя основные аэродинамические и тепловые нагрузки, следовательно, его толщина и композиция, обеспечивающие необходимую прочность, являются определяющими параметрами. С использованием предложенной методики в рамках проведения одного из испытаний на птицестойкость остекления кабины был выполнен выстрел в заданную точку лобового стекла. Выстрел выполнялся птицей массой 1,8 кг при скорости удара 158 м/с (570 км/ч). Испытания проводились в соот-



Рис. 12. Лобовое стекло самолета после удара птицей
Fig. 12. Airplane windshield after a bird strike

ветствии с требованиями международных стандартов ASTM F 330-89 с целью подтверждения соответствия конструкции самолета требованиям авиационных правил АП-25, АП-33.

Измеренная скорость птицы при ударе о лобовое стекло составила с использованием видеосъемки 158,0 м/с, фотоэлектрических датчиков – 157,5 м/с и электромеханических измерителей (разрыв проволоки) – 156,7 м/с. Опыт исследования и сравнения указанных измерителей скорости птицы показывает, что более точно измеряют скорость птицы фотоэлектрические датчики.

Внешний вид самолета после проведения испытаний и удара птицы по его лобовому стеклу представлен на рис. 12.

По результатам осмотра целостность каркаса фюзеляжа и испытываемого стекла не нарушены. Проникновение останков птицы в салон отсутствует.

Испытания остекления прошли успешно, пробития стекла не наблюдается.

Стандовые исследования и испытания узлов и деталей авиационной техники на птицестойкость с использованием предложенной методики позволяют решать следующие задачи:

- верифицировать расчетные модели поведения тела птицы и материала узлов и деталей при ударном нагружении с целью их

дальнейшего использования в расчетах на птицестойкость;

- оценить птицестойкость узлов и деталей при относительной скорости удара, которая может быть воспроизведена при стрельбе из пневмопушки;

- выявить недостатки конструктивно-технологических решений в объектах испытаний – узлах и деталях авиационной техники.

Заключение

Разработана расчетно-экспериментальная методика проведения исследований лобового стекла самолета на птицестойкость с использованием усовершенствованной конструкции пневмопушки и экспериментального оборудования на основе экспериментальных данных. Конструкция пушки имеет меньшую длину ствола, и разработанная методика имеет меньший разброс по скорости птицы (при многократных экспериментах) по сравнению с параметрами зарубежных пневмопушек. Предложенная методика позволяет сократить время на подготовку и проведение экспериментальных исследований авиационной техники на птицестойкость и повысить точность экспериментов.

Приведены результаты расчетных исследований элементов лобового стекла самолета

на птицестойкость, которые согласуются с результатами экспериментов. Кроме того, полученные результаты расчетных исследований позволили оценить влияние углов удара птиц разной массы на напряжения поверхности лобового стекла, а также угла наклона лобового стекла при оценке птицестойкости, что можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла.

Представлены результаты экспериментальных исследований лобового стекла самолета на птицестойкость, которые прошли успешно и при которых пробития стекла не наблюдалось. По результатам экспериментальных исследований и осмотра целостность каркаса фюзеляжа и испытываемого лобового стекла не нарушены. Проникновение останков птицы в салон отсутствует.

Исследования авиационной техники на птицестойкость с использованием разработанной методики позволяют верифицировать расчетные модели поведения тела птицы и материала узлов и деталей при ударном нагружении с целью их дальнейшего совершенствования и использования в расчетах на птицестойкость, достоверно оценить птицестойкость и повреждаемость узлов и деталей при относительной скорости удара, которая может быть воспроизведена при стрельбе из пневмопушки, разработать рекомендации для улучшения конструкции и повышения технологичности узлов и деталей авиационной техники.

Разработанная расчетно-экспериментальная методика может использоваться для испытаний элементов летательных аппаратов и деталей двигателей на специальных и разгонных стендах.

Список литературы

1. **Шершаков С.М.** Устройство для заброса птиц и других посторонних предметов при испытаниях летательных аппаратов / С.М. Шершаков, А.Р. Лепешкин, В.В. Кулаков, С.Б. Петров, А.В. Сафронов. Патент РФ № 2452931 С1. МПК G01M 7/08: опубл. 10.06.2012. Бюл. № 16. 12 с.

2. **Лепешкин А.Р., Аунг К.М.** Расчетно-экспериментальные методы исследований элементов авиационной техники на птицестойкость // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32, № 1. С. 134–144.

3. **Дроздова О.Е., Олимов Б.В., Фейгенбаум Ю.М.** Статистический анализ эксплуатационных данных о повреждениях воздушных судов при столкновении с птицами // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 18 (329). С. 27–36.

4. **Maragakis I.** Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999-2008. European Aviation Safety Agency, 2009. 24 p.

5. **Хачикян П.П.** Орнитологическое обеспечение безопасности полетов как задача принятия решений в условиях неопределенности // Научный вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 25–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-25-42

6. **Yang B.** Safety and airworthiness verification of civil aircraft engines // Journal of Mechanical Engineering and Technology. 2013. Vol. 1, no. 3. Pp. 92–115. DOI: 10.18005/JMET0103003

7. **Гузий А.Г., Костина А.П.** Методологический подход к количественному оцениванию риска, обусловленного столкновением воздушных судов с птицами // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24

8. **Doubrava R.** Verification and numerical simulation of advanced composite inlet in compliance of airworthiness impact requirements / R. Doubrava, M. Oberthor, J. Raška, P. Bělský, K. Doubrava, M. Dvořák // 13th Research and Education in Aircraft Design: Conference proceedings. Brno, Czech Republic, 7–9 November 2018. Pp. 7–14. DOI: 10.13164/conf.read.2018.1

9. **Dar U.A.** The effect of representative bird model and its impact direction on crashworthiness of aircraft windshield and canopy structure / U.A. Dar, M. Awais, H.N. Mian, M.Z. Sheikh [Электронный ресурс] // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 233, no. 14. 14 p. DOI: 10.1177/0954410019837857 (дата обращения: 18.02.2025).

10. Guida M. A review of the bird impact process and validation of the SPH impact model for aircraft structures / M. Guida, F. Marulo, F.Z. Belkhef, P. Russo [Электронный ресурс] // *Progress in Aerospace Sciences*. 2022. Vol. 129. ID: 100787. DOI:10.1016/j.paerosci.2021.100787 (дата обращения: 18.02.2025).

11. McCarty R.E., Gran M.G., Baruch M.J. MAGNA non-linear finite element analysis of T-46 aircraft windshield bird impact [Электронный ресурс] // *Aircraft Systems, Design and Technology Meeting, U.S.A., Dayton, 20-22 October 1986*. DOI: 10.2514/6.1986-2732 (дата обращения: 18.02.2025).

12. Smetankina N. Modelling of bird strike on an aircraft glazing / N. Smetankina, I. Kravchenko, V. Merculov, D. Ivchenko, A. Malykhina; под ред. Nechyporuk M., Pavlikov V., Kritskiy D. [Электронный ресурс] // *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Series Advances in Intelligent Systems and Computing*. Springer: Cham, 2020. Vol. 1113. Pp. 289–297. DOI: 10.1007/978-3-030-37618-5_25 (дата обращения: 18.02.2025).

13. Wang F., Yue Z. Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike // *Materials & Design*. 2010. Vol. 31, iss. 2. Pp. 687–695. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.08.029

14. Zhang Z., Yao W. Research on dynamic analysis of bird impact on aircraft windshield // *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*. 2004. Vol. 25, no. 6. Pp. 577–580.

15. Zhu S., Tong M., Wang Y. Experiment and numerical simulation of a full-scale aircraft windshield subjected to bird impact [Электронный ресурс] // *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. 4-7 May 2009, Palm Springs, California, 2009. ID: 2575. 9 p. DOI: 10.2514/6.2009-2575 (дата обращения: 18.02.2025).

16. Hedayati R., Saeed Z.R. Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method // *International Journal of Crashworthiness*. 2012. Vol. 17, no. 4. Pp. 445–459. DOI: 10.1080/13588265.2012.674333

17. Wu B. Effect of impact and bearing parameters on bird strike with aero-engine fan blades / B. Wu, R. Hedayati, Z. Li, M. Aghajanjpour, G. Zhang, J. Zhang, J. Lin [Электронный ресурс] // *Applied Sciences*. 2021. Vol. 12, iss. 1. 7 p. DOI: 10.3390/app12010007 (дата обращения: 18.02.2025).

18. Yella G., Jadhav P., Lande C. Bird-strike analysis on hybrid composite fan blade: blade-level validation [Электронный ресурс] // *Aerospace*. 2023. Vol. 10, iss. 5. ID: 435. 13 p. DOI: 10.3390/aerospace10050435 (дата обращения: 18.02.2025).

19. Hou N., Li Y., Liu J. Numerical simulation of bird impact on hollow blades of titanium fan assembly [Электронный ресурс] // *Journal of Aerospace Engineering*. 2019. Vol. 32, iss. 4. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001024 (дата обращения: 18.02.2025).

20. Jadhav P. Trailing edge feasibility for aircraft engine composite fan blade // *Materials Science Forum*. 2022. Vol. 1060. Pp. 51–56. DOI: 10.4028/p-4ubl99

References

1. Shershakov, S.M., Lepeshkin, A.R., Kulakov, V.V., Petrov, S.B., Safronov, A.V. (2012). Gun to throw birds and other foreign matters in testing aircraft. Patent RU no. 2452931 C1. IPK G01M 7/08: publ. June 10. Byul. no. 16, 12 p. (in Russian)

2. Lepeshkin, A.R., Aung, K.M. (2025). Computational-and-experimental methods for studying bird strike resistance of aviation engineering elements. *Aerospace MAI Journal*, vol. 32, no. 1, pp. 134–144. (in Russian)

3. Drozdova, O.E., Olimov, B.V., Feygenbaum, Yu.M. (2017). Statistical analysis of exploitation data about failures of aircrafts in collision with birds. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA)*, no. 18, pp. 27–36. (in Russian)

4. Maragakis, I. (2009). Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999-2008. European Aviation Safety Agency, 24 p.

5. **Hachikyan, P.P.** (2024). Ornithological flight safety as a task of decision making in conditions of uncertainty. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 2, pp. 25–42. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-25-42 (in Russian)
6. **Yang, B.** (2013). Safety and airworthiness verification of civil aircraft engines. *Journal of Mechanical Engineering and Technology*, vol. 1, no. 3, pp. 92–115. DOI: 10.18005/JMET0103003
7. **Guziy, A.G., Kostina, A.P.** (2022). Methodological approach to the quantitative assessment of risk caused by a collision between birds and aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 5, pp. 12–24. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-12-24 (in Russian)
8. **Doubrava, R., Oberthor, M., Raška, J., Bělský, P., Doubrava, K., Dvořák, M.** (2018). Verification and numerical simulation of advanced composite inlet in compliance of airworthiness impact requirements. In: *13th Research and Education in Aircraft: Conference proceedings*. Brno, Czech Republic, 7th – 9th November 2018. pp. 7–14. DOI: 10.13164/conf.read.2018.1
9. **Dar, U.A., Awais, M., Mian, H.H., Sheikh, M.Z.** (2019). The effect of representative bird model and its impact direction on crashworthiness of aircraft windshield and canopy structure. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 233, no. 14, 14 p. DOI: 10.1177/0954410019837857 (accessed: 18.02.2025).
10. **Guida, M., Marulo, F., Belkhel-fa, F.Z., Russo, P.** (2022). A review of the bird impact process and validation of the SPH impact model for aircraft structures. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 129, ID: 100787. DOI: 10.1016/j.paerosci.2021.100787 (accessed: 18.02.2025).
11. **McCarty, R.E., Gran, M.G., Baruch, M.J.** (1986). MAGNA non-linear finite element analysis of T-46 aircraft windshield bird impact. In: *Aircraft Systems, Design and Technology Meeting*, U.S.A., Dayton, 20-22 October 1986. DOI: 10.2514/6.1986-2732 (accessed: 18.02.2025).
12. **Smetankina, N., Kravchenko, I., Merkulov, V., Ivchenko, D., Malykhina, A.** (2020). Modelling of bird strike on an aircraft glazing, in Nechyporuk M., Pavlikov V., Kritskiy D. (eds). *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Series Advances in Intelligent Systems and Computing*, Springer: Cham, vol. 1113, pp. 289–297. DOI: 10.1007/978-3-030-37618-5_25 (accessed: 18.02.2025).
13. **Wang, F., Yue, Z.** (2010). Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike. *Materials & Design*, vol. 31, issue 2, pp. 687–695. DOI: 10.1016/j.matdes.2009.08.029
14. **Zhang, Z., Yao, W.** (2004). Research on dynamic analysis of bird impact on aircraft windshield. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, vol. 25, no. 6, pp. 577–580.
15. **Zhu, S., Tong, M., Wang, Y.** (2009). Experiment and Numerical Simulation of a Full-Scale Aircraft Windshield Subjected to Bird Impact. In: *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 4-7 May 2009, Palm Springs, California. AIAA 2009-2575. pp. 1–9.
16. **Hedayati, R., Saeed, Z.R.** (2012). Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method. *International Journal of Crashworthiness*, vol. 17, no. 4, pp. 445–459. DOI: 10.1080/13588265.2012.674333
17. **Wu, B., Hedayati, R., li, Z., Aghajanzpour, M., Zhang, G., Zhang, J., Lin, J.** (2021). Effect of impact and bearing parameters on bird strike with aero-engine fan blades. *Applied Sciences*, vol. 12, issue 1, 7 p. DOI: 10.3390/app12010007 (accessed: 18.02.2025).
18. **Yella, G., Jadhav, P., Lande, C.** (2023). Bird-strike analysis on hybrid composite fan blade: blade-level validation. *Aerospace*, vol. 10, issue 5, ID: 435, 13 p. DOI: 10.3390/aerospace10050435 (accessed: 18.02.2025).
19. **Hou, N., Li, Y., Liu, J.** (2019). Numerical simulation of bird impact on hollow blades of titanium fan assembly. *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 32, issue 4. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001024 (accessed: 18.02.2025).

20. **Jadhaf, P.** (2022). Trailing edge feasibility for aircraft engine composite fan blade. *Materials Science Forum*, vol. 1060, pp. 51–56. DOI: 10.4028/p-4ubl99

Сведения об авторах

Лепешкин Александр Роальдович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национального исследовательского университета), lepeshkin.ar@gmail.com.

Аунг Кхайн Мьинт, аспирант кафедры проектирования и сертификации авиационной техники Московского авиационного института (национального исследовательского университета), aung.khinemyint@yandex.ru.

Information about the authors

Alexander R. Lepeshkin, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Design and Certification of Aeronautical Equipment Department, Moscow Aviation Institute (National Research University), lepeshkin.ar@gmail.com.

Khain M. Aung, Postgraduate Student of the Design and Certification of Aeronautical Equipment Department, Moscow Aviation Institute (National Research University), aung.khinemyint@yandex.ru.

Поступила в редакцию	04.04.2025	Received	04.04.2025
Одобрена после рецензирования	09.06.2025	Approved after reviewing	09.06.2025
Принята в печать	25.09.2025	Accepted for publication	25.09.2025

ББК 05
Н 34
Св. план 2025

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 28, № 05, 2025
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 28, No. 05, 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. Подписной индекс 84254.

Подписано в печать2025.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

11,88 усл. печ. л.

Заказ №2027

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